مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية

المنظمة العربية للترجمة

ر. ب. ج. كولينسون

مدخل إلى أنظمة إلكترونيات الطيران



ترجمة

د. عبد الباسط علي صالح كرمان

سلسلة كتب التقنيات الاستراتيجية والمتقدّمة

توجيـــه

لقد شَهِدت تكنولوجيا الإلكترونيات على مستوى المكوِّنات نموًا معقَّدًا مدهشًا بمقدار 10^5 درجة خلال ثلاثين عامًا. وهذا انعكاس واقعي بأن هذا السلوك الأُسّي على مستوى المكوِّنات أبعد من أن يقابَل بنمو مماثل في الخدمات على مستوى الأنظمة، والذي ازداد بدرجة أكثر من خطية. وهنا يكمن الأساس الجوهري لكتاب ديك كولينسون (Dick Collinson) وفي نسخته المنقحة في الطبعة الثانية. إن هذا الكتاب يقدِّم خلفية معرفية لتحفيز تطبيق الأنظمة المبتكَرة من التكنولوجيا.

ومن الأهمية بمكان أن يكون للعاملين الجدد في مجال إلكترونيات الطيران مرجعًا لتوجيه معرفتهم بكلٍّ من الأنظمة الحالية والناشئة، وأن يكون للممارِسين المؤسّسِين خلاصة مفيدة من التصورات المثْبَتة لتطبيقها في التصميمات. وهذا الكتاب يمثل، إلى درجة عالية، الذاكرة القبلية لجيل من المشاريع الإبداعية في صناعة إلكترونيات الطيران، التي أدّت بنا إلى الوضع الذي نحن فيه حاليًا في بنية وأداء النظام. وهذا الكتاب أقرب ما يكون إلى كتاب للممارِسين، يهدف إلى نقل المعرفة من أجل فائدتها، مع شرح دقيق حيث تضيف الدقة قيمة وإصرارًا بحيث يمكن ترك المهندس بأمان ليستكمل من تلقاء نفسه.

لقد نُقِّحت الطبعة الثانية بعناية لتحديث بعض المواضيع ولكي تتلاءم مع التغيرات الحادثة في التكنولوجيا خلال الفترة منذ الطبعة الأولى. وبشكل خاص، فقد تم تحديث الفصل الثاني الذي يغطي موضوع الشاشات والتفاعل بين الإنسان والآلة تماشيًا مع الاهتمام المتزايد ليتضمن الآن مواد جديدة عن الشاشات المركَّبة في الخوذة، وأجهزة الحالة الصلبة لمقصورة الطيار، ونظام إدخال الصوت المباشر. وهذا الفصل الجديد يستخدم الرسوم التوضيحية الملوَّنة

المأخوذة من الأجهزة التي يجري نشرها. والفصل الثالث يحتوي على مواد جديدة عن التحكُّم بالقدرة. والفصل الرابع، الذي يشرح موضوع الطيران بواسطة الأسلاك، قد تم التوسع فيه ليتضمن الخبرات المكتسبة في تطوير نظام التحكُّم بالرحلة الأساسية لطائرات بوينغ 777. والفصل الخامس، الذي يغطي موضوع مُستشعِرات القصور الذاتي واشتقاق الوضع، يحتوي الآن على وصف للجيروسكوبات الحديثة المدارة بأجهزة دقيقة، كما تم تحديث مادة جيروسكوبات الألياف البصرية. وهناك تركيز جديد على أنظمة التثبيت المُحكَم ومعالجة لاستشعار المحاور المنحرفة. والفصل السادس، الذي يغطي موضوع أنظمة المِلاحة، يناقش الآن النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي (GPS) بتعمق كبير ويتضمن النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي التفاضلي ونظام المِلاحة المعزَّز بالأقمار الصناعية. وأخيرًا، الفصلان التاسع والعاشر يقدمان على التوالي الأجهزة الإلكترونية والبرمجيات الجاهزة تجاريًا والمَركَبات الجوية بدون طيار.

إن القارئ الذكي سيدرك بأن كتابًا مثل هذا الكتاب هو جهد من العمل، والإلهام لكتابتها ناشئ من الرضا المكتسب خلال الحياة المهنية في الصناعة المتسمة بالإبداع. لقد خدم ديك كولينسون مجتمع إلكترونيات الطيران بمحصول وافر من خلال الاستثمار الشخصي الذي قام به في إنتاج كتاب مميز وإبقائه محدَّثًا. وهذا الكتاب يجب أن ينتهي به في نهاية المطاف في مأوى التصميم والبناء والتكاملية حول العالم. وسيجعل تأثيره ملموسًا.

وإنه من دواعي السرور والشرف أن أُعبِّر ببعض الأفكار من التوصيات والتوضيحات في تقديم الطبعة الثانية، وأن أتوقع بأن الوتيرة المتواصلة في الصناعة ستدفع بديك إلى المزيد من التنقيح لأن التكنولوجيا التي نضعها في الطائرات الكبيرة منها والصغيرة تتقدم بشكل أكبر من أيّ وقت مضى.

البروفيسور جون رولستون

مدير التقنية، مجموعة إلكترونيات الطيران بشركة BAE SYSTEMS

إدينبرغ، أيار/ مايو 2002

تمهيـــد

إن سبب كتابتي هذا الكتاب هو لتلبية الحاجة إلى كتاب تدريسي على مستوى الدراسات العليا، يشرح المبادئ الأساسية التي تقوم عليها الأنظمة الرئيسية المتعلقة بإلكترونيات الطيران في الطائرات المدنية أو العسكرية الحديثة من الناحية الهندسية، وتنفيذها باستخدام تقنية حديثة.

وأحد الأهداف المحددة، وفقًا لخبرتي على مدى سنوات عديدة، هو لتلبية احتياجات الخريجين (أو ما يعادلهم) الذين سيلتحقون بصناعة إلكترونيات الطيران وتلقوا تعليمًا في فروع علمية مختلفة واسعة، مثل هندسة الإلكترونيات، وعلوم الكمبيوتر، والرياضيات، والفيزياء، والهندسة الميكانيكية، وهندسة الطيران. كما يهدف الكتاب أيضًا إلى تلبية احتياجات المهندسين العاملين على كل المستويات في مجالات محددة من إلكترونيات الطيران ويحتاجون إلى قدر من الفهم والمعرفة من مجالات وفروع علمية أخرى وإلى أحدث التطبيقات التكنولوجية.

وشرح كيفية قيام أنظمة إلكترونيات الطيران بوظائفها معروض من المبادئ الأولية بحيث يمكن للقراء أن يتقدموا سريعًا خلال الرياضيات للوصول إلى النتيجة النهائية، إذا رغبوا في ذلك.

وثمة هدف آخر هو لإظهار المدى الواسع جدًا من فروع العلم التي تشترك في أنظمة إلكترونيات الطيران، لأن هذا يجعل الموضوع مجالاً مثيرًا للاهتمام والتحدي. وبصرف النظر عن الاهتمام المتأصل في الطائرات، فإن مجالات العلوم والتقنيات التي تم استغلالها تشمل مِلاحة الأقمار الصناعية، والجيروسكوبات البصرية، والتفاعل بين الإنسان والآلة، والتعرف الكلامي، والشاشات المتقدمة، والبصريات المجسَّمة (الهولوغرافية)، والأنظمة الذكية المستندة إلى المعرفة، وأنظمة تحكُّم العروة المُغلَقة، وأنظمة البقاء من الفشل

العالية السلامة، والبرمجيات العالية السلامة، وتصميمات الدوائر المتكاملة الواسعة النطاق، وأنظمة نقل البيانات.

إن التقنية المستخدمة لتنفيذ أنظمة إلكترونيات الطيران تخضع لعملية تغيير مستمرة بسبب السعي وراء الأداء المُحسَّن والتكلفة الأقل. ويتم إدخال التقنيات والأنظمة الجديدة التي تقدم تحسينات كبيرة على مدى فترات زمنية قصيرة نسبيًا.

لذلك، فإن الفلسفة الأساسية التي تم تبَنِّيها لهذا الكتاب هي التركيز على المبادئ الأولية والنظرية الأساسية المتوفرة في أنظمة إلكترونيات الطيران لأن هذه لا تتغير. ومع ذلك، فقد تم شرح أحدث الوسائل لتنفيذ نظام إلكترونيات الطيران.

التطورات الهامة في الأنظمة والتكنولوجيا التي طرأت منذ كتابة الطبعة الأولى قبل حوالى عشر سنوات قد تم تضمينها في هذه الطبعة الثانية. كما تم انتهاز الفرصة أيضًا لتوسيع التغطية النظرية وتحسين طريقة العرض في بعض المجالات.

شخصيًا، وجدت موضوع إلكترونيات الطيران رائعًا طوال حياتي المهنية، وآمل أن يكون القارئ قادرًا على أن يساهم في هذا الاهتمام.

ديك كولينسون

آب/ أغسطس 2002

شكــــر وتقديــــر

أود أن أتقدم بالشكر إلى إدارة مجموعة إلكترونيات الطيران بشركة BAE SYSTEMS في روشيستر على دعمها في كتابة هذا الكتاب ومنحها الترخيص لي باستخدام عدد من الرسوم التوضيحية التي توضح معدات وأفكار شركة BAE SYSTEMS . وعلى وجه الخصوص، أود أن أعرب عن تقديري إلى سو وود، المدير الإداري لمجموعة إلكترونيات الطيران بشركة BAE SYSTEMS في روشيستر، كينت، المملكة المتحدة، وبِرايان تاكِر، نائب رئيس علاقات العملاء لمجموعة إلكترونيات الطيران بشركة BAE SYSTEMS، وروبين ستيت، نائب رئيس علاقات العملاء السابق لمجموعة إلكترونيات الطيران بشركة BAE SYSTEMS(متقاعد الآن)، على دعمهم وتشجيعهم. كما أود أيضًا أن أتقدم بالشكر إلى رئيسي السابق رون هاوارد، المدير الإداري سابقًا ومن ثم رئيس مجلس إدارة شركة GECلإلكترونيات الطيران (متقاعد الآن)، على مساعدته وتشجيعه. وأتوجه بالشكر والتقدير إلى زملائي السابقين في الشركة وهم كريس بارتليت، وغوردن بيلشر، وجون كورني، وأندريو جيبسون، وديريك هاملين، وروبين هيبس، وديف جيب على مساعدتهم في الحصول على المعلومات، ومراجعتهم المُسوَدة الأولية لفصول الكتاب، وتقديمهم تعليقات مفيدة وبنَّاءة.

وأود أيضًا أن أتقدم بالشكر إلى البروفيسور ديفيد أليرتون بجامعة كرانفيلد، والبروفيسور جون رولستون، المدير الفني لمجموعة إلكترونيات الطيران بشركة BAE SYSTEMS، على مساعدتهما ودعمهما.

وأتوجه بالشكر والتقدير أيضًا إلى بيتر بوتوكي، رئيس قسم إلكترونيات مقصورة الطيار، وغراند بيلر، كبير مهندسي أنظمة الطيران الآلي لشركة إيرباص، على تقديمهما المشورة والدعم عن أنظمة إدارة الرحلات.

والعمل الممتاز الذي أنجزه بوب إيلوود وآندي بود في إنتاج هذا الكتاب

يُقدِّران عليه بامتنان. أشكر بوب على طباعته وتنسيقه للنص بما في ذلك جميع المعادلات حتى مرحلة "النسخة الجاهزة للتصوير»، وآندي على إنتاج معظم الرسوم التوضيحية المرسومة يدويًا على الكمبيوتر.

وأتقدم بالشكر الجزيل إلى الشركات والمنظمات التالية على منحها الترخيص لي باستخدام الرسوم التوضيحية الخاصة بكل منها:

Airbus

BAE SYSTEMS

BEI Systron Donner Inertial Division

Honeywell International, Inc.

QINETIQ (formerly DERA)

Rockwell International, Collins Avionics Division

Royal Aeronautical Society Library

Schlumberger Industries

Smiths Industries

وأخيرًا، أود أن أتقدم بالشكر إلى زوجتي وأسرتي على دعمهم المخلص وتشجيعهم في إنتاج هذا الكتاب.

المحتويـــات

تقديـــم

سلسلة كتب التقنيات الاستراتيجية
مبادرة الملك عبد الله للمحتوى العربي

يطيب لي أن أقدم لهذه السلسلة التي جرى انتقاؤها في مجالات تقنية ذات أولوية للقارئ العربي في عصر أصبحت فيه المعرفة محركاً أساسياً للنمو الاقتصادي والتقني، ويأتي نشر هذه السلسلة بالتعاون بين مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية والمنظمة العربية للترجمة، ويقع في إطار تلبية عدد من السياسات والتوصيات التي تعنى باللغة العربية والعلوم، ومنها:

أولاً: البيان الختامي لمؤتمر القمة العربي المنعقد في الرياض 1428هـ 2007م الذي يؤكد ضرورة الاهتمام باللغة العربية، وأن تكون هي لغة البحث العلمي والمعاملات حيث نصّ على ما يلي: (وجوب حضور اللغة العربية في جميع الميادين، بما في ذلك وسائل الاتصال، والإعلام، والإنترنت وغيرها).

ثانياً: «السياسة الوطنية للعلوم والتقنية» في المملكة العربية السعودية التي انبثق عنها اعتماد إحدى عشرة تقنية إستراتيجية هي: المياه، والبترول والغاز، والبتروكيميائيات، والتقنيات المتناهية الصغر (النانو)، والتقنية الحيوية، وتقنية المعلومات، والإلكترونيات والاتصالات والضوئيات، والفضاء والطيران، والطاقة، والمواد المتقدمة، والبيئة.

ثالثاً: مبادرة الملك عبد الله للمحتوى العربي التي تفعِّل أيضاً ما جاء في البند أولاً عن حضور اللغة العربية في الإنترنت، حيث تهدف إلى إثراء المحتوى العربي عبر عدد من المشاريع التي تنفذها مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية بالتعاون مع جهات مختلفة داخل المملكة وخارجها. ومن هذه المشاريع ما يتعلق برقمنة المحتوى العربي القائم على شكل ورقي وإتاحته على

شبكة الإنترنت، ومنها ما يتعلق بترجمة الكتب الهامة، وبخاصة العلمية، مما يساعد على إثراء المحتوى العلمي بالترجمة من اللغات الأخرى إلى اللغة العربية بهدف تزويد القارئ العربي بعلم نافع مفيد.

تشتمل السلسلة على ثلاثة كتب في كلٍّ من التقنيات التي حددتها «السياسة الوطنية للعلوم والتقنية». واختيرت الكتب بحيث يكون الأول مرجعاً عالمياً معروفاً في تلك التقنية، ويكون الثاني كتاباً جامعياً، والثالث كتاباً عاماً موجهاً إلى عامّة المهتمين، وقد يغطّي ذلك كتاب واحد أو أكثر. وعليه، تشتمل سلسلة كتب التقنيات الاستراتيجية والمتقدمة على ما مجموعه ثلاثة وثلاثون كتاباً مترجماً، كما خصص كتاب إضافي منفرد للمصطلحات العلمية والتقنية المعتمدة في هذه السلسلة كمعجم للمصطلح.

ولقد جرى انتقاء الكتب وفق معايير، منها أن يكون الكتاب من أمهات الكتب في تلك التقنية، ولمؤلفين يشهد لهم عالمياً، وأنه قد صدر بعد عام 2000، وأن لا يكون ضيِّق الاختصاص بحيث يخاطب فئة محدودة، وأن تكون النسخة التي يترجم عنها مكتوبة باللغة التي ألّف بها الكتاب وليست مترجمة عن لغة أخرى، وأخيراً أن يكون موضوع الكتاب ونهجه عملياً تطبيقياً يصبّ في جهود نقل التقنية والابتكار، ويساهم في عملية التنمية الاقتصادية من خلال زيادة المحتوى المعرفي العربي.

إن مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية سعيدة بصدور هذه المجموعة من الكتب، وأود أن أشكر المنظمة العربية للترجمة على الجهود التي بذلتها لتحقيق الجودة العالية في الترجمة والمراجعة والتحرير والإخراج، وعلى حسن انتقائها للمترجمين المتخصصين، وعلى سرعة الإنجاز، كما أشكر اللجنة العلمية للمجموعة التي أنيط بها الإشراف على إنجازها في المنظمة، وكذلك زملائي في مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية الذين يتابعون تنفيذ مبادرة الملك عبد الله للمحتوى العربي.

الرياض 20/ 3/ 1431 هـ
رئيس مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية
د. محمد بن إبراهيم السويل

الفصل الأول

المقدّمة

Introduction

1.1 أهمية ودور إلكترونيات الطيران

Importance and role of avionics

مصطلح "إلكترونيات الطيران" بالإنجليزية يعني "Avionics"، وهي عبارة عن كلمة مُركَّبة مشتقة من كلمتي aviation (طيران) وelectronics (إلكترونيات). وقد استُخدِم هذا المصطلح لأول مرة في الولايات المتحدة الأمريكية في مطلع الخمسينيات من القرن الماضي، ومنذ ذلك الحين نال قبولاً، واستعمالاً واسع النطــاق، علـــى الرغم من أنه قد يكون من الضروري توضيح ما يعنيه للشخص العادي في بعض الأحيان.

وقد استُخدِم في هذا الكتاب مصطلح "نظام إلكترونيات الطيران" أو "نظام إلكترونيات الطيران الثانوي" ليعني أيّ نظام في الطائرة يعتمد على الإلكترونيات لتشغيله، على الرغم من أن هذا النظام قد يحتوي على عناصر كهرو- ميكانيكية. على سبيل المثال، نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك (Fly-by-wire (FBW) flight control system) يعتمد على كمبيوترات إلكترونية رقمية لكي يعمل بشكل فعّال، إلا أن هناك أيضًا عناصر أساسية أخرى بصورة متساوية في النظام. وهذه أساسًا هي أجهزة كهرو-ميكانيكية، على الرغم من أنها قد تمتلك أجزاء إلكترونية ذات صلة: مثل مجموعة أجزاء الاستشعار لعصا قيادة الطيار،

والجيروات السرعية (rate gyros) ومقاييس التسارع لقياس حركة الطائرة، ومُستشعِرات البيانات الجوية لقياس ارتفاع الطائرة والسرعة الجوية (airspeed) وزاوية سقوط الدفق الهوائي (airstream incidence)، ومشغِّل المؤازرة الآلي الكهرو–هيدروليكي (electro-hydraulic servo actuators) للتحكم بالأوضاع الزاويَّة لأسطح التوجيه (control surfaces).

تعتَبر صناعة إلكترونيات الطيران الآن صناعة رئيسية تُقدَّر بمليارات الدولارات في جميع أنحاء العالم، وأجهزة إلكترونيات الطيران على الطائرات العسكرية أو المدنية الحديثة يمكن أن تمثل حوالى 30 في المئة من التكلفة الإجمالية للطائرة. وهذا الرقم عن محتوى إلكترونيات الطيران أكبر ويمثل 40 في المئة في حالة خفر السواحل/الطائرات المضادة للغواصات (أو الهليكوبتر)، ويمكن أن يصل إلى أكثر من 75 في المئة من التكلفة الإجمالية في حالة طائرات الإنذار المبكر مثل الأواكس (AWACS).

وحتى على الطائرات الحديثة من فئة الطيران العام، فإن محتوى إلكترونيات الطيران الآن كبير نسبيًا (مثل شاشات الرأس المنخفض الملوَّنة) ويمكن أن يصل إلى حدود 10 في المئة من التكلفة الإجمالية للطائرة.

وأنظمة إلكترونيات الطيران ضرورية لتمكين طاقم الرحلة من إنجاز مهمة الطائرة بأمان وكفاءة، سواءً كانت المهمة نقل الركّاب إلى وجهتهم في حالة طائرات الركاب المدنية، أو، في حالة الطائرات العسكرية اعتراض طائرة معادية، أو الهجوم على هدف أرضي، أو الاستطلاع، أو خفر السواحل.

كان أحد الدوافع الرئيسية لتطوير وإدخال أنظمة إلكترونيات الطيران يتمثل في الحاجة إلى تلبية متطلبات المهمة بأدنى عدد من طاقم الطائرة. في حالة طائرات الركاب المدنية الحديثة، فإن هذا يعني طاقمًا مؤلفًا من شخصين فقط هما الطيار الأول (الكابتن) والطيار الثاني. وهذا يصبح ممكنًا بخفض أعباء الطاقم من خلال أتمتة المهام المُنجَزة عادة بواسطة الملاح ومهندس الطيران. وتحقيق تشغيل

آمن لطاقم مؤلف من شخصين له فوائد اقتصادية كبيرة للغاية لشركات الطيران في سوق شديدة التنافس مع ما يترتب على ذلك من توفير مُرَتّبات الطاقم، ومصروفاته، وتكاليف تدريبه. والخفض في الوزن هام أيضًا ويمكن ترجمته إلى رُكّاب أكثر أو مدى أطول بوقود أقل. وهذا لأن الوزن غير الضروري يرتفع بنسبة عشرة إلى واحد كما سيتم شرحه لاحقًا. وفي الحالة العسكرية، فإن الطائرة القتالية أو طائرة القصف (الهجومية) ذات المقعد الواحد أخف وزنًا وأقل تكلفة من طائرة مماثلة ذات مقعدين. وإلغاء العضو الثاني من الطاقم (الملاح/المراقب/عامل الرادار) له أيضًا فوائد اقتصادية كبيرة من حيث التقليل من تكاليف التدريب (تكلفة التدريب واختيار طاقم الطائرة لتشغيل طائرة نفاثة عالية جدًا).

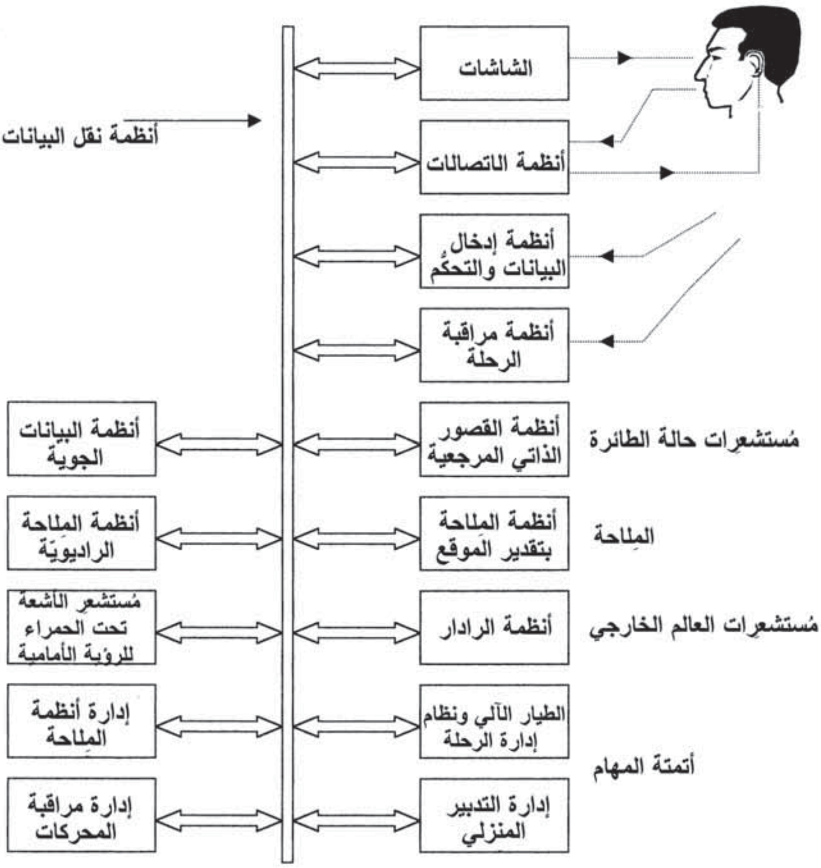
والدوافع الأخرى الهامة جدًا لأنظمة إلكترونيات الطيران هي السلامة الزائدة، ومتطلبات مراقبة الحركة الجوية، والتشغيل في جميع أحوال الطقس، وخفض استهلاك الوقود، والأداء المحسَّن للطائرة والتحكم والسيطرة، وخفض تكاليف الصيانة.

وفي الحالة العسكرية، فإن أنظمة إلكترونيات الطيران مدفوعة أيضًا في الزيادة المستمرة في التهديدات التي تشكلها القدرات الدفاعية والهجومية للمعتدين المحتملين.

إن الدور الذي تلعبه أنظمة إلكترونيات الطيران في الطائرات الحديثة في تمكين الطاقم لإنجاز مهمة الطائرة يمكن شرحه بدلالة بُنيَة هرمية تتضمن طبقات من المهام المحددة ووظائف إلكترونيات الطيران، كما هو مبيّن في الشكل (1.1). هذا الشكل يبيّن الوظائف الرئيسية، أو "الأساسية"، المشتركة إلى حد كبير بين كل من الطائرات العسكرية والمدنية. وتجدر الإشارة، مع ذلك، إلى أن بعض أنظمة إلكترونيات الطيران قد أُبعِدَت من هذا الشكل لغرض التوضيح. على سبيل المثال، نظام الإرسال والاستقبال لمراقبة الحركة الجوية (Air Traffic Control (ATC) Transponder)، ونظام إنذار بالاقتراب من الأرض (Ground Proximity Warning System (GPWS))، ونظام التنبيه بالخطر/تفادي الاصطدام (Threat

Alert/Collision Avoidance System (TCAS))، جميعها أجهزة إلزامية للطائرات المدنية.

نظام الإنذار بالاقتراب من الأرض يحذر بواسطة شاشة مرئية وإشارة صوتية ("ارتفِع، ارتفِع...") بأن الطائرة على خط طيران سيؤدي بها إلى الطيران نحو الأرض، وأنه يجب اتخاذ إجراءات لتغيير خط الطيران. ونظام التنبيه بالخطر/تفادي الاصطدام يقدم شاشة تنبيه وتحذير عن طائرات أخرى على مقربة من حيث مداها، ومسارها، وارتفاعها مع أوامر استشارية لتفادي الاصطدام.



الشكل (1.1): أنظمة إلكترونيات الطيران الأساسية

بالرجوع إلى الشكل (1.1) يمكن ملاحظة أن أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية الهامة جُمِعت في خمس طبقات وفقًا لدورها ووظيفتها. وهذه سيتم شرحها بإيجاز أدناه من أجل تقديم صورة عامة عن أدوار ووظائف أنظمة إلكترونيات الطيران في الطائرات.

ويجب ملاحظة أن الطائرات بدون طيار تعتمد كليًا على أنظمة إلكترونيات الطيران. وتم مناقشة هذا بإيجاز في الفصل العاشر.

1.1.1 الأنظمة التي ترتبط مباشرة بالطيار

Systems which interface directly with the pilot

هذه الأنظمة تشمل الشاشات، والاتصالات، والتحكُّم وإدخال البيانات، والتحكُّم بالرحلة.

- **الشاشات:** توفر الشاشات عملية الربط المرئي بين الطيار وأنظمة الطائرة وتتكون من شاشات الرأس المرتفع ((Head-up Displays (HUD)، والشاشات المركَّبة في الخوذة ((Helmet Mounted Displays (HMD)، وشاشات الرأس المنخفض ((Head-down Displays (HDD). ومعظم الطائرات القتالية مجهزة الآن بشاشة رأس مرتفع، وهناك عدد قليل، ولكنْ متزايد من الطائرات المدنية مجهزة بشاشات رأس مرتفع.

الشاشة المركَّبة في الخوذة أصبحت الآن ضرورية في الطائرات القتالية الحديثة والهليكوبترات. وأهم مميزات شاشة الرأس المرتفع والشاشة المركَّبة في الخوذة أنهما يقومان بإسقاط معلومات الشاشة في مجال رؤية الطيار بحيث يمكن للطيار أن يرى أمامه، وأن يُركِّز على العالم الخارجي. وتوفر شاشة الرأس المرتفع الآن عرضًا رئيسيًا لتقديم معلومات الرحلة الأساسية للطيار، وقد أحدثت تحوُّلاً في الطائرات العسكرية في دقة استهداف الأسلحة. ويمكن لشاشة الرأس المرتفع أيضًا أن تعرض فيديو تصويري واحد إلى واحد مع العالم الخارجي بنظام الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء ((forward looking infrared (FLIR)

من مُستشعِر للتصوير ثابت ومركَّب في الطائرة ويعمل بنظام FLIR. وتندمج صورة الأشعة تحت الحمراء بشكل طبيعي مع المشهد المرئي مما تمكِّن تنفيذ العمليات ليلاً أو في ظروف الرؤية الضعيفة نتيجة للضباب أو السحب.

والشاشة المركَّبة في الخوذة هي في الواقع "شاشة رأس مرتفع في الخوذة" بمميزات أساسية هي أن المعلومات يمكن عرضها للطيار عند رؤيته في أيّ اتجاه، وذلك بخلاف مجال الرؤية الأمامية المحددة في شاشة الرأس المرتفع. ويمكن للشاشة المركَّبة في الخوذة أيضًا أن تشكِّل جزءًا من نظام الرؤية غير المباشرة عن طريق المؤازرة الآلية لمُستشعِر تصوير بالأشعة تحت الحمراء جيمبالي (gimballed) يتتبَّع خط بصر الطيار ((line of sight (LOS)) (يقوم مُستشعِر موضع الرأس باشتقاق خط بصر الطيار). ويمكن أيضًا دمج أجهزة تركيز الصورة مع الشاشة المركَّبة في الخوذة. وهذه ستقدم إمكانية الرؤية الليلية المتكاملة مما تمكِّن الطائرة (أو الهليكوبتر) للعمل ليلاً أو في ظروف الرؤية الضعيفة.

وشاشات الرأس المنخفض الملوَّنة أحدثت ثورة في مجال سطح الطيران المدني بشاشات متعددة الوظائف، مزيلة بذلك الخصائص غير المرنة وغير المنظمة لجيل أسطح طيران السبعينيات بشاشاتها العديدة ذات الأجهزة المدرَّجة وتخصيصها لعرض كمية واحدة محددة فقط.

والشاشات الملوَّنة المتعددة الوظائف تقدم شاشات الرحلة الأساسية للارتفاع، والسرعة الجوية، وعدد ماخ (Mach number)، والسرعة الرأسية، والأفق الاصطناعي، وزاوية الانحدار (pitch angle)، وزاوية الميْل الجانبي (bank angle) والاتجاه، ومتجه السرعة. وهي تقدم شاشات المِلاحة، أو شاشات مؤشر الوضع الأفقية ((horizontal situation indicator (HSI))، التي تبيّن موقع ومسار الطائرة بالنسبة إلى الوجهة أو نقاط الاتجاه، بالإضافة إلى المعلومات المِلاحية والمسافة والزمن المتبقي. وشاشة رادار الطقس يمكن أيضًا تركيبها على شاشة مؤشر الوضع الأفقي. كما يتم عرض بيانات المحركات على الشاشات الملوَّنة المتعددة الوظائف بحيث يمكن مراقبة حالة المحركات بسهولة ورصد الانحرافات عن الحالة المعيارية. وأنظمة الطائرة، مثل نظام مَصدَر القدرة الكهربائية، ونظام مصدَر القدرة

الهيدروليكية، ونظام تكييف الضغط لمقصورة الطيار، ونظام إدارة الوقود، يمكن إظهارها في صورة مخطط رسم خطي على الشاشات المتعددة الوظائف. ويمكن أيضاً إعادة تهيئة الشاشات المتعددة الوظائف في حال وجود أيّ فشل في شاشة معيّنة.

- **أنظمة الاتصالات:** الدور الحيوي الذي تلعبه اتصالات الأنظمة الراديويّة والحاجة إلى اتصال متبادَل وموثوق بين القواعد الأرضية والطائرات أو بين الطائرات بديهي وأساسي لمراقبة الحركة الجوية. جهاز الإرسال والاستقبال الراديوي في الواقع كان أول نظام إلكترونيات طيران يتم تركيبه في الطائرة، ويعود ذلك إلى عام 1909 (شركة ماركوني). ومجموعة الاتصالات الراديويّة على متن الطائرة الحديثة شاملة جدًا وتتضمن العديد من حزم الترددات العاملة. الاتصالات البعيدة المدى مجهزة بالترددات الراديويّة العالية (HF) العاملة في الحزمة 2 إلى 30 ميغاهرتز. والاتصالات القريبة المدى إلى المتوسطة مجهزة في الطائرات المدنية بالترددات الراديويّة العالية جدًا (VHF) العاملة في الحزمة 30 إلى 100 ميغاهرتز، وفي الطائرات العسكرية بالترددات الراديويّة فوق العالية (UHF) العاملة في الحزمة 250 إلى 400 ميغاهرتز (الترددان VHF وUHF هما نظاما انتشار خط البصر). والأجهزة عادة على مستوى ثنائي من الوفرة؛ وأجهزة VHF عمومًا على مستوى ثلاثي من الوفرة على طائرات الركاب الحديثة. كما يجري أيضًا تركيب أنظمة اتصالات الأقمار الصناعية (SATCOM) على العديد من الطائرات الحديثة، وهذه قادرة على أن توفر اتصالاً عالميًا موثوقاً تمامًا.

- **أنظمة التحكُّم وإدخال البيانات:** تُعتبَر هذه الأنظمة أساسية للطاقم لكي يتفاعل مع أنظمة إلكترونيات الطيران. وهذه الأنظمة تتفاوت ما بين لوحات المفاتيح العادية ولوحات المفاتيح اللمسية إلى استخدام نظام إدخال الصوت المباشر (direct voice input (DVI)) باستخدام تقنية التعرف الكلامي، وأنظمة التنبيه الصوتي باستخدام تقنيات التركيب الكلامي.

- **أنظمة التحكُّم بالرحلة:** تستخدِم أنظمة التحكُّم بالرحلة تقنية النظام الإلكتروني في مجالين هما أنظمة الاستقرار الآلي (أو تعزيز الاستقرار) وأنظمة التحكُّم برحلة

الطيران بواسطة الأسلاك. معظم الطائرات النفاثة ذات الأجنحة المرتدَّة تُبدي حركة تذبذبية متضائلة قليلاً لفترة زمنية قصيرة حول محوري الانعراج (yaw) والدحرجة (roll) عند حالات معيّنة للارتفاع والسرعة تُعرَف باسم "الدحرجة الهولندية" (Dutch roll)، ويتطلب على الأقل نظامَ استقرارٍ آلياً للانعراج لتوهين وإخماد هذه الحركة؛ وقد يتطلب أيضًا نظامَ استقرارٍ آلياً للدحرجة. والحركة لفترة زمنية قصيرة حول محور الانحدار (pitch axis) يمكن أيضًا توهينها على نحو غير كافٍ، وبالتالي فإن وجود نظام استقرار آلي للانحدار أمر ضروري. معظم الطائرات القتالية والعديد من الطائرات المدنية في الواقع تتطلب ثلاث أنظمة استقرار آلي للمحور لتحقيق خصائص مقبولة للسيطرة والتحكُّم عبر مُخطَّط حدود الطيران (flight envelope).

نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك يمكِّن من إنتاج طائرات أخف وبأداء أعلى مقارنة بأيّ تصميم تقليدي مكافئ عن طريق السماح للطائرة بأن يتم تصميمها باستقرارية ديناميكية هوائية طبيعية مخفَّضة أو حتى سالبة. وهذا يتم بتوفير استقرار آلي مستمر للطائرة عن طريق التحكم الكمبيوتري لأسطح التوجيه من مُستشعِرات مناسبة للحركة. ويمكن تصميم النظام بحيث يمنح الطيار التحكم بأوامر المناورة الذي يوفر خصائص ممتازة للتحكم والسيطرة عبر مُخطَّط حدود الطيران. ويمكن أيضًا تحقيق خصائص "المناورة اللامبالية" (Care-free manoeuvring) عن طريق تحديد أوامر الطيار آليًا وفقًا لحالة الطائرة. ونظام بقاء من الفشل عالي السلامة بالطبع ضروري للتحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك.

2.1.1 أنظمة استشعار حالة الطائرة

Aircraft state sensor systems

هذه الأنظمة تشمل أنظمة البيانات الجوية وأنظمة استشعار القصور الذاتي.

- **أنظمة البيانات الجوية:** الحصول على معلومات دقيقة عن مقادير البيانات الجوية، أيْ الارتفاع، والسرعة الجوية المُعيَّرة، والسرعة الرأسية، والسرعة الجوية الحقيقية، وعدد ماخ، وزاوية سقوط الدفق الهوائي، ضروري للتحكُّم بالطائرة

ومِلاحتها. تقوم أنظمة حوسبة البيانات الجوية بحوسبة هذه الكميات من مُخرَجات المُستشعِرات الدقيقة جدًا التي تقيس الضغط الساكن، والضغط الكلي، ودرجة الحرارة الخارجية. ويتم اشتقاق زاوية سقوط الدفق الهوائي من مُستشعِرات الدفق الهوائي.

- **أنظمة القصور الذاتي المرجعية:** وضع الطائرة والاتجاه الذي تتجه إليه هما بالتأكيد معلومات أساسية للطيار في تنفيذ المناورة أو الطيران في ظروف الرؤية الضعيفة، والطيران في السحب أو ليلاً. والمعلومات الدقيقة عن الوضع والاتجاه مطلوبة أيضًا بواسطة عدد من أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية التي تعتبر أساسية لإنجاز مهمة الطائرة – على سبيل المثال، الطيار الآلي ونظام المِلاحة وتصويب الأسلحة في حالة الطائرات العسكرية.

المعلومات المتعلقة بالوضع والاتجاه تتوفر عن طريق نظام (أنظمة) استشعار القصور الذاتي. هذه الأنظمة تتكون من مجموعة من الجيروات (gyros) ومقاييس التسارع التي تقيس الحركة الزاوية والخطية للطائرة حول محاور الطائرة، بالإضافة إلى نظام حسابي يقوم باشتقاق وضع واتجاه الطائرة من مُخرَجات الجيرو ومقياس التسارع. وتَستخدِم الأنظمة المرجعية الحديثة للوضع والاتجاه (attitude and heading reference system (AHRS)) ترتيبًا مُحكَم التثبيت (strapped-down) (أو مثبَّت بالجسم) للجيروات ومقاييس التسارع بدلاً من الأنظمة الجيمبالية القديمة.

واستخدام الدِّقة العالية جدًا للجيروات ومقاييس التسارع لقياس حركة الطائرة يمكِّن من تجهيز نظام المِلاحة بالقصور الذاتي (inertial navigation system (INS)) بأجهزة تُقدِّم معلومات دقيقة جدًا عن الوضع والاتجاه بالإضافة إلى بيانات سرعة وموقع الطائرة (السرعة الأرضية، وزاوية المسار، وإحداثيات خط العرض/الطول). ونظام المِلاحة بالقصور الذاتي بالاشتراك مع نظام البيانات الجوية يقدم أيضًا معلومات عن متجه سرعة الطائرة. وبهذا، فإن نظام المِلاحة بالقصور الذاتي هو نظام مهم جدًا لاستشعار حالة الطائرة – وهو أيضًا نظام قائم بذاته كاملاً ولا يحتاج إلى أيّ وصول إلى العالم الخارجي.

3.1.1 أنظمة المِلاحة Navigation systems

معلومات المِلاحة الدقيقة، أيْ موقع الطائرة، والسرعة الأرضية، وزاوية المسار (اتجاه حركة الطائرة بالنسبة إلى الشمال الحقيقي) من الواضح أنها أساسية لمهمة الطائرة، سواءً المدنية منها أو العسكرية. ويمكن تقسيم أنظمة الملاحة إلى أنظمة تقدير الموقع حسابيًا (dead reckoning (DR)) وأنظمة تحديد الموقع (position fixing)؛ وكلا النوعين مطلوبان في الطائرة.

- **أنظمة المِلاحة بتقدير الموقع حسابيًا:** أنظمة المِلاحة بتقدير الموقع حسابيًا تقوم باستنتاج الموقع الحالي للمَركَبة عن طريق تقدير المسافة المقطوعة من موقع معروف من معلومات سرعة واتجاه حركة المَركَبة. وهذه الأنظمة لها ميزات هامة من حيث كونها قائمة بذاتها بالكامل ومستقلة عن الأنظمة الخارجية. وأهم أنواع أنظمة المِلاحة بتقدير الموقع حسابيًا المستخدَمة في الطائرة هي:

أ- **أنظمة المِلاحة بالقصور الذاتي:** وهي الأنظمة الأكثر دِقَّة والأوسع استخدامًا.

ب- **دوبلر (Doppler)/الأنظمة الاتجاهية المرجعية:** هذه الأنظمة مستخدمة بشكل واسع في الهليكوبترات.

ج- **أنظمة البيانات الجوية/الاتجاهية المرجعية:** هذه الأنظمة تُستخدَم بشكل أساسي كنظام ملاحة إرجاعي (reversionary) لأنها أقل دقة من (أ) و(ب).

وإحدى الخصائص لجميع أنظمة المِلاحة بتقدير الموقع حسابيًا هي أن خطأ الموقع يتزايد مع الزمن، ولهذا، فإنه من الضروري تصحيح خطأ التقدير الحسابي للموقع وتحديث النظام من تحديدات المواقع التي يتم اشتقاقها من نظام مناسب لتحديد المواقع.

- **أنظمة المِلاحة الراديويّة:** أنظمة تحديد الموقع المستخدمة هي الآن أساسًا أنظمة مِلاحة راديويّة تستند إلى الأقمار الصناعية أو إلى أجهزة الإرسال

الأرضية. ويمكن بالتالي استخدام جهاز استقبال مناسب معزَّز بالكمبيوتر في الطائرة لاشتقاق موقع الطائرة من الإشارات التي يتم استقبالها من أجهزة الإرسال.

والنظام الأساسي لتحديد الموقع هو بدون شك النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي (global positioning system (GPS)). وهذا النظام هو نظام مِلاحة بالأقمار الصناعية وقد أحدث ثورة في تقدُّم قدرات المِلاحة منذ أن بدأ النظام بالدخول في حيّز التشغيل الكامل في عام 1989.

وهناك أيضًا أنظمة المِلاحة الراديويّة المُعِينَة مثل نظام "الراديو الشامل المدى ذو التردد العالي جدًا/جهاز قياس المسافة" (VOR/DME) ونظام "الملاحة الجوية التكتيكية" (TACAN) اللذان يقدِّمان مدى واتجاه (R/θ) (range and bearing) الطائرة من منارات إرسال إرشادية أرضية موضوعة لتقديم تغطية بالطرق الجوية الرئيسية.

إرشاد الوصول إلى ميدان الطيران/المطار في ظروف الرؤية الضعيفة يتم تقديمه بواسطة نظام الهبوط الآلي (instrument landing system (ILS))، أو بواسطة نظام الهبوط الميكروويفي (microwave land system (MLS)).

وبهذا، فإن مجموعة المِلاحة الكاملة على الطائرة تُعتبر شاملة جدًا، ويمكن أن تتضمن نظامَ المِلاحة بالقصور الذاتي، والنظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي، ونظام الراديو الشامل المدى ذا التردد العالي جدًا/جهاز قياس المسافة، ونظام الهبوط الآلي، ونظام الهبوط الميكروويفي. والعديد من هذه الأنظمة على مستوى ثنائي من الوفرة، وبعضها قد تكون على مستوى ثلاثي من الوفرة.

4.1.1 أنظمة استشعار العالم الخارجي

Outside world sensor systems

هذه الأنظمة، التي تضم كلاًّ من أنظمة الرادار والاستشعار بالأشعة تحت الحمراء، تُمكِّن من التشغيل الليلي وفي جميع أحوال الطقس وتحويل القدرة التشغيلية للطائرة (أو الهليكوبتر). ونقدم أدناه وصفًا مختصرًا جدًا عن دَور هذه الأنظمة.

- **أنظمة الرادار:** يتم تركيب رادار الطقس في جميع الطائرات المدنية وكذلك في العديد من طائرات الطيران العام. ويقع الرادار في مقدِّمة الطائرة ويتم تحسينه للكشف عن قطرات الماء وتقديم إنذار بالعواصف، واضطرابات السحب، وهطول الأمطار الشديدة بحيث يمكن للطائرة أن تغيِّر مسارها وتتفادى مثل هذه الظروف، إذا أمكن ذلك. وتجدر الإشارة إلى أنه في أحوال الاضطرابات الشديدة فإن عواصف الرياح العمودية يمكن أن تُخضِع هيكل الطائرة إلى أحمال وضغوط عالية جدًا. ويمكن لهذه الرادارات أيضًا بشكل عام أن تعمل في أنماط رسم الخرائط الأرضية وتجنُّب التضاريس.

الطائرات القتالية الحديثة بشكل عام لها دور الهجوم الأرضي، بالإضافة إلى دور الاعتراض الأساسي، وتحمل رادارات متطورة جدًا ومتعددة الأنماط تُمكِّنها من إنجاز هذين الدورين المزدوجين. في نمط الاعتراض المحمول جوًا (airborne interception (AI))، يجب أن يكون الرادار قادرًا على اكتشاف طائرة على بُعد 100 ميل، وأن يتعقب، بينما يقوم بالمسح الجوي واستمرار المراقبة على عدة طائرات في نفس الوقت (عادة ما لا يقل عن 12 طائرة). ويجب أن يمتلك الرادار أيضًا إمكانية "المراقبة السفلية" وأن يكون قادرًا على تعقُّب الطائرات التي تطير منخفضة أسفل منه.

في الهجوم الأرضي أو نمط رسم الخرائط، فإن نظام الرادار قادر على إنتاج شاشة خرائط من تقارير أنظمة الرادارات الواردة من الأرض، مما يتيح معرفة ملامح تضاريس معيّنة من أجل تحديد الموقع وإحراز الهدف الممسوح.

- **أنظمة الاستشعار بالأشعة تحت الحمراء:** هذه الأنظمة لها ميزة أساسية من حيث كونها أنظمة سلبية بالكامل. وأنظمة الاستشعار بالأشعة تحت الحمراء يمكن استخدامها لتقديم صورة فيديويّة عن مشهد الصورة الحرارية للعالم الخارجي إما باستخدام مُستشعِر الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء (FLIR)، أو بدلاً من ذلك، مُستشعِر تصوير بالأشعة تحت الحمراء جيمبالي. الصورة الحرارية في

الليل تشبه تمامًا الصورة المرئية في النهار، إلا أنها تُبرِز مصادر الضربات، مثل محركات المَركَبة، مما تتيح تمييز الأهداف الحقيقية من الشراك الخداعية المموَّهة. ويمكن أيضًا استخدام نظام الأشعة تحت الحمراء في نمط البحث والتعقُّب؛ الكشف السلبي وتعقُّب الأهداف من إصدارها للأشعة تحت الحمراء يعتبر ذا قيمة تشغيلية عالية لأنه يمنح عنصر مهم جدًا من المفاجأة.

ويمكن أيضًا تركيب أنظمة استشعار الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء في الطائرات المدنية بالاشتراك مع شاشات الرأس المرتفع لتوفير رؤية محسَّنة في ظروف الرؤية الضعيفة.

5.1.1 أنظمة أتمتة المهام Task automation systems

وهذه تشمل الأنظمة التي تعمل على خفض أعباء عمل الطاقم، وتُمكِّن من تشغيل أقل عدد من الطاقم من خلال أتمتة وإدارة أكبر عدد من المهام المناسبة بحيث يصبح دور الطاقم هو الإدارة الإشرافية فقط. مهام وأدوار هذه الأنظمة ملخَّصة بإيجاز فيما يلي:

- **نظام إدارة المِلاحة** يتضمن تشغيل جميع أنظمة المِلاحة الراديويّة المُعِينَة ومجموعة البيانات الواردة من جميع مصادر المِلاحة، مثل الأنظمة العالمية لتحديد المواقع الجغرافية وأنظمة المِلاحة بالقصور الذاتي، وذلك لتوفير أفضل تقدير ممكن لموقع الطائرة، والسرعة الأرضية والمسار. يقوم النظام بعد ذلك باشتقاق الأوامر التوجيهية للطيار الآلي بحيث تقوم الطائرة آليًا بتتبُع طريق المِلاحة المخطَّط لها، بما في ذلك أيّ تغييرات في الاتجاه كلما وصلت إلى نقاط اتجاه محددة على طول الطريق وحتى بلوغ وجهتها. وتجدر الإشارة إلى أن هذه الوظيفة يتم إنجازها بواسطة نظام إدارة الرحلة ((flight management system (FMS)) (إذا تم تركيبه).

- **أنظمة الطيار الآلي وإدارة الرحلة** جُمِعت مع بعضها بسبب الدرجة المتقاربة جدًا للدمج بين هذه الأنظمة على الطائرات المدنية الحديثة. وتجدر الإشارة، على

أيّة حال، إلى أن الطيار الآلي هو نظام "قائم بذاته" وليست كل الطائرات مجهَّزة بنظام إدارة الرحلة.

نظام الطيار الآلي يعفي الطيار من الحاجة إلى الطيران بالطائرة باستمرار مع ما يترتب على ذلك من ملل وتعب، وبهذا يتيح للطيار التركيز على مهام أخرى متعلقة بالمهمة. وباستثناء الأنماط الأساسية، مثل ضبط الارتفاع وضبط الاتجاه، فإن نظام الطيار الآلي العالي السلامة المصممَّ بشكل مناسب يمكن أيضًا أن يوفر تحكُّمًا دقيقًا جدًا بخط طيران الطائرة لتطبيقات مثل الهبوط الآلي في ظروف الرؤية الضعيفة أو حتى المنعدمة. وفي التطبيقات العسكرية، فإن نظام الطيار الآلي بالاشتراك مع نظام إرشاد مناسب يمكن أن يوفر التتبُّع الآلي للتضاريس، أو تفادي التضاريس. وهذا يتيح للطائرة بأن تطير آليًّا بسرعة عالية على علوٍّ منخفضٍ جدًا (100 إلى 200 قدم) بحيث يمكن للطائرة أن تستغل ميزة حجْبُ التضاريس والبقاء أسفل أُفق الرادار لرادارات العدو.

ونظام إدارة الرحلة المتطور أصبح يُستخدَم بشكل واسع على الطائرات المدنية منذ مطلع الثمانينيات من القرن الماضي وأتاح التشغيل بطاقم مؤلف من شخصين في الطائرات المدنية النفاثة الكبرى البعيدة المدى. المهام التي أُنجِزت بواسطة نظام إدارة الرحلة تشمل:

- تخطيط الرحلة.
- إدارة المِلاحة.
- التحكُّم بالمحركات للحفاظ على السرعة المخطط لها أو عدد ماخ.
- التحكُّم بخط طيران الطائرة لمتابعة الطريق الأمثل المخطط له.
- التحكُّم بشكل الطيران الرأسي.
- الضمان بأن الطائرة في الموقع الثلاثي الأبعاد المخطط له عند الشق الزمني المخطط له؛ وغالبًا ما يُشار إليه بالمِلاحة الرباعية الأبعاد. وهذا مهم جدًا لمراقبة الحركة الجوية.

- مراقبة مُخطَّط حدود الطيران.
- التقليل من استهلاك الوقود.

• **أنظمة إدارة وتحكُّم بالمحركات** تقوم بمهمة التحكُّم وإدارة ومراقبة المحركات بفعالية. الأجهزة الإلكترونية المتضمَّنة في المحركات النفاثة الحديثة كبيرة جدًا: فهي تشكِّل جزءًا من المحركات كما أنها أساسية لعملها. وفي العديد من الحالات فإن بعض إلكترونيات التحكُّم بالمحركات يتم تركيبها ماديًا على المحركات. كما أن العديد من المحركات النفاثة الحديثة لها نظام رقمي كامل السيطرة لمراقبة المحركات (full authority digital engine control system (FADEC)). يقوم هذا النظام بضبط تدفق الوقود آليًا إلى غرف الاحتراق في المحركات بواسطة وحدة تحكُّم الوقود، وذلك لتوفير تحكُّم مغلق العروة لقوة دفع المحركات استجابة لأوامر الصمام الخانق. ونظام التحكم يضمن ضبط حدود المحركات بحيث إن درجات الحرارة وسرعات وتسارعات المحركات لا تتجاوز حدودها، وأن المحركات تستجيب بطريقة مُثلى لأوامر الصمام الخانق. ويمتلك النظام ما يُعرَف بالسيطرة الكاملة من حيث التحكُّم الذي يمكن أن يمارسه على المحركات، ووجود نظام بقاء من الفشل عالي السلامة أمر ضروري، ما لم فإن أيّ فشل في النظام يمكن أن يُلحِق أضرارًا بالغة في المحركات ويخاطر بسلامة الطائرة. وبالتالي، فإن النظام الرقمي الكامل السيطرة للتحكُّم بالمحركات مشابه في عدة نواحٍ لنظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك.

الأنظمة الأخرى الهامة جدًا لإلكترونيات طيران المحركات تشمل أنظمة مراقبة صحة المحركات التي تقوم بقياس، ومعالجة، وتسجيل مدى واسع جدًا من المُعامِلات المرتبطة بأداء وصحة المحركات. هذه الأنظمة تعطي إنذارًا مبكرًا عن تدهور أداء المحركات، والتآكل الزائد، وأضرار الكَلال، ومستويات الاهتزازات العالية، ومستويات درجات الحرارة الزائدة، الخ.

• **إدارة التدبير المنزلي:** مصطلح إدارة "التدبير المنزلي" (housekeeping management) استُخدِم ليشمل أتمتة المهام الخلفية الأساسية للتشغيل الآمن والفعّال للطائرة. هذه المهام تتضمن:

- إدارة الوقود: وهذه تتضمن إدارة تدفق الوقود وكمية الوقود والتحكم بعملية انتقال الوقود من خزّانات الوقود المناسبة للتقليل من التغيرات في توازن الطائرة.
- إدارة نظام مصدَر القدرة الكهربائية.
- إدارة نظام مصدَر القدرة الهيدروليكية.
- أنظمة تكييف ضغط المقصورة/الكبينة.
- نظام التحكُّم البيئي.
- أنظمة الإنذار.
- أنظمة المراقبة والصيانة: هذه الأنظمة تتضمن أنظمة المراقبة والتسجيل المُدمَجة في نظام صيانة كمبيوتري على متن الطائرة. وهذا النظام يوفر المعلومات اللازمة للتشخيص السريع وتصحيح أعطال النظام والأجهزة من خلال التحديد البالغ الدقة للوحدات المعطَّلة وتقديم كافة المعلومات، مثل أرقام القِطَع، الخ، لوحدات الاستبدال وصولاً إلى مستوى الوحدة في بعض الأحوال.

الشرح الموجز أعلاه للأنظمة يتضمن أدوار وأهمية أنظمة إلكترونيات الطيران الموضحة في الشكل (1.1). وتجدر الإشارة، على أيّة حال، إلى أن هناك العديد من الأنظمة الرئيسية، وعلى وجه الخصوص على الطائرات العسكرية، التي لم يَرِد ذكرها. وضيق المساحة تحد من تغطية أنظمة إلكترونيات الطيران المبيَّنة في الشكل (1.1) على:

- الشاشات
- أنظمة التحكُّم وإدخال البيانات
- أنظمة التحكُّم بالرحلة

- أنظمة استشعار القصور الذاتي
- أنظمة المِلاحة
- أنظمة البيانات الجوية
- أنظمة الطيار الآلي وإدارة الرحلة
- تكامل أنظمة نقل البيانات وإلكترونيات الطيران

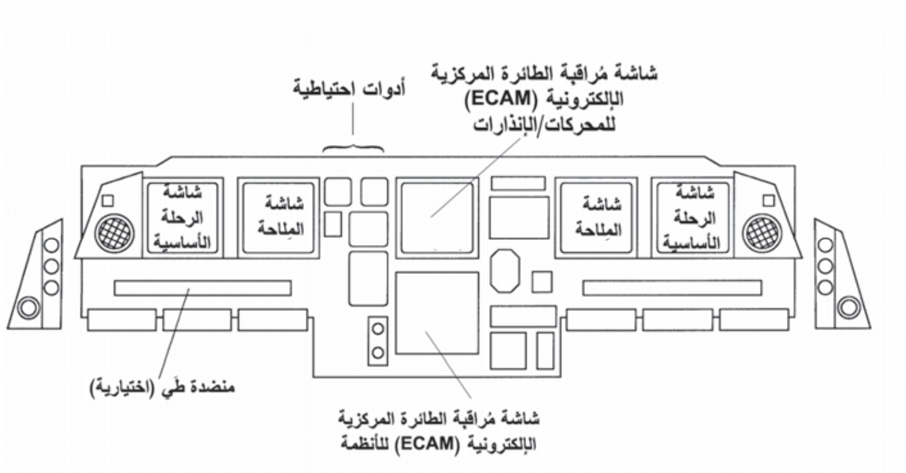
ومن غير الممكن تغطية أنظمة الاتصالات، أو أنظمة الرادار، أو أنظمة الأشعة تحت الحمراء، أو أنظمة التحكُّم بالمحركات، أو أنظمة إدارة التدبير المنزلي.

ويمكن ملاحظة التأثير الواضح لأنظمة إلكترونيات الطيران في الطائرات الحديثة في مقصورة الطيار حيث مُخرَجات الأنظمة المختلفة التي قمنا بشرحها يتم عرضها على شاشات الرأس المرتفع وشاشات الرأس المنخفض الملوَّنة.

يبيِّن الشكل (2.1) طائرة إيرباص A340 البعيدة المدى. وسطح الطيران المتقدم للطائرة A340 يمكن ملاحظته في الشكلين (3.1) و (4.1) (وسطح الطيران هذا وأيضًا أسطح الطيران للطائرات A330، و A319، و A318 هي أساسًا مثل سطح الطيران للطائرة A320).



الشكل (2.1): الطائرة إيرباص A340 (بترخيص من شركة Airbus).



الشكل (3.1): سطح الطيران للطائرة إيرباص A340 – اللوحة الرئيسية (بترخيص من Airbus).



الشكل (4.1): سطح الطيران للطائرة إيرباص A340 (بترخيص من شركة Airbus).

وتخطيط أمثل من ستة شاشات أنبوب أشعة الكاثود (CRT) ملوَّنة يضمن بأن يستوعب كلاً من عضوي الطاقم بسهولة جميع البيانات ذات الصلة، حيث يتم

تهيئة حجم الشاشات بحيث لا يتطلب الفحص البصري الدقيق. وأمام كل طيار شاشة رحلة أساسية ((primary flight display (PFD)) وشاشة مِلاحة ((navigation display (ND))؛ وبقية الشاشتين تعرضان بيانات الأنظمة والمحركات.

عصا القيادة الجانبية للطيار يمكن رؤيتها على جوانب سطح الطيران؛ ونظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك يلغي عجلة التحكم الضخمة بين الطيارين وأجهزة طائرات الجيل السابق. وهذا يضمن رؤية غير مَعُوقة للشاشات.

وهناك أيضًا ثلاث وحدات عرض وتحكُّم متعددة الأغراض (multi-purpose control and display units (MCDU)) تتيح، بالإضافة إلى الدخول إلى نظام إدارة الرحلة، بان تُستَخدَم أيضًا لتقديم بيانات صيانة الأنظمة في الجو وعلى الأرض.

يبيِّن الشكل (5.1) طائرة Eurofighter Typhoon التي يجري تطويرها بشكل مشترك بين المملكة المتحدة، وألمانيا، وإيطاليا، وأسبانيا، ومن المقرر إدخالها في خدمة القوات الجوية الخاصة بهذه الدول حوالى عام 2002. والطائرة Typhoon هي طائرة قتالية ذات مقعد واحد لها خِفَّة حركة عالية ومَقدِرة على الهجوم الأرضي.



الشكل (5.1): الطائرة Eurofighter Typhoon (بترخيص من **BAE SYSTEMS**).



الشكل (6.1): مقصورة الطائرة Eurofighter Typhoon (بترخيص من BAE SYSTEMS).

مقدمة الطائرة (fore-plane) والأسطح الرافعة العاطِفة (elevons) توفِّر رفع متوازن موجب بحيث تكون الطائرة غير مستقرة بشكل كبير في الميل الجانبي عند السرعات دون الصوتية (يحين عندها وقت مضاعفة سِعَة الميل الجانبي بعد أن يكون العصف حوالى 0.2 ثانية). وتصبح الطائرة أيضًا غير مستقرة في الانعراج عند السرعات فوق الصوتية بسبب الحجم المُخفَّض للزعانف.

ونظام تحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك عالي السلامة يعوِّض عن انعدام الاستقرار الطبيعي ويوفر خصائص ممتازة للسيطرة والتحكُّم عبر مُخطَّط حدود الطيران وتحت جميع ظروف التحميل.

يبيِّن الشكل (6.1) مقصورة الطائرة Typhoon المصمَّمَة لتقديم أفضل المستويات من المعلومات التكتيكية والفعّالة للطيار بدون إثقال الأعباء عليه. مجال الرؤية الواسعة لشاشة الرأس المرتفع المجسَّمة وشاشات الرأس المنخفض، بما في

ذلك شاشة الخرائط الفيديوية الملوَّنة الموضوعة مركزيًا، يمكن ملاحظتها في هذا الشكل مع عصا قيادة الطيار الصغيرة المُركَّبة مركزيًا لنظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك. الرؤية غير المَعُوقة للشاشات الناتجة من استخدام عصا قيادة صغيرة واضحة في هذا الشكل.

2.1 بيئة إلكترونيات الطيران The avionic environment

أجهزة أنظمة إلكترونيات الطيران تختلف تمامًا في جميع النواحي عن الأجهزة الأرضية التي تقوم بإنجاز نفس الوظائف. أسباب هذه الاختلافات سيتم شرحها باختصار من حيث أهميتها الأساسية.

1- أهمية تحقيق الوزن الأدنى.

2- بيئة التشغيل غير المواتية وعلى وجه الخصوص في الطائرات العسكرية من حيث مدى درجة حرارة التشغيل، والتسارع، والصدمة، والاهتزاز، ومدى الرطوبة، والتداخل الكهرومغناطيسي.

3- أهمية الوثوقية العالية جدًا، والأمان، والسلامة.

4- ضيق المساحة وعلى وجه الخصوص في الطائرات العسكرية التي تتطلب التشديد على التصغير وكثافات التعبئة العالية.

التأثيرات في تصميم أجهزة إلكترونيات الطيران لتتوافق مع هذه المتطلبات يمكن أن تؤدي إلى أجهزة تصل تكاليفها إلى عشرات أضعاف أجهزة أرضية مماثلة. سيتم أدناه شرح المتطلبات البيئية للطائرة باختصار.

1.2.1 الوزن الأدنى

هناك تأثير الكسب في الوزن غير الضروري الذي يبلُغ نحو 10 إلى 1. على سبيل المثال، توفير وزن مقداره 10 كيلوجرامات يُمَكِّن من زيادة في قدرة الحمولة بمقدار 100 كيلوجرام. عملية تأثير الوزن الإضافي هي حلقة مفرغة. فأيّ زيادة في وزن الطائرة نتيجة للزيادة في وزن أجهزة إلكترونيات الطيران، مثلاً، تتطلب زيادة

في متانة هيكل الطائرة، مما يجعلها أثقل لكي تتحمل مشقة الحمولة الزائدة أثناء المناورات (على افتراض الاحتفاظ بنفس التسارع العمودي الأقصى، أو 'g'، ونفس هامش السلامة على مستويات الإجهاد القصوى). هذه الزيادة في وزن الطائرة تعني أنه يتطلب رفع أكثر من الأجنحة، وبهذا فإن العائق المصاحِب لذلك سيزداد. والزيادة في قوة دفع المحركات تصبح مطلوبة لمواجهة الزيادة في العائق، وبالتالي سيزداد استهلاك الوقود. ولنفس هذا المدى سيكون من الضروري بالتالي حمل وقود أكثر، ويجب بالمقابل خفض الحمولة، أو أنه إذا تم الاحتفاظ بنفس الحمولة فإن المدى سيتم تخفيضه. لهذه الأسباب، تُبذَل جهود كبيرة لخفض أوزان الأجهزة إلى أدنى حد، كما يمكن فرض غرامات على الوزن إذا تجاوزت الأجهزة الوزن المحدد.

2.2.1 المتطلبات البيئية Minimum weight

البيئة التي ينبغي أن تعمل فيها أجهزة إلكترونيات الطيران يمكن أن تكون قاسية جدًا وغير مواتية في الطائرات العسكرية؛ أما بيئة الطائرات المدنية فهي بشكل عام أكثر اعتدالاً إلا أنها لا تزال قاسية.

لنفترض فقط بيئة مقصورة الطيار العسكرية وحدها، مثل تلك الممارَسة بواسطة شاشة الرأس المرتفع وشاشة الرأس المنخفض. مدى درجة حرارة التشغيل عادة محددة ما بين -40 °C إلى $+70$ °C. وواضح أن الطيار سوف لن يبقى على قيد الحياة عند هاتين النهايتين لدرجات الحرارة، ولكن إذا تُرِكَت الطائرة مُهمَلة في البرد القطبي أو منقوعة في شمس الشرق الأوسط، على سبيل المثال، فإن الأجهزة قد تصل إلى درجات الحرارة هذه. ويمكن لأيّة مواصفات نموذجية أن تقتضي أداءً كاملاً عند ارتفاع 20,000 قدم خلال دقيقتين من الإقلاع عند أيّ درجة حرارة ضمن المدى.

والاهتزاز يكون شديداً عادة، ولا سيما أن الشركات المصنِّعة لهيكل الطائرة تميل إلى وضع المدفع الرشاش تحت الشاشات مباشرة. وتم مراعاة مستويات قدرة الطاقة الطيفية بمقدار $0.04\ g^2$ لكل هرتز (Hz) في الطائرات المصمَّمة في السبعينيات من القرن الماضي ومستويات بمقدار $0.7\ g^2$ لكل هرتز عند الترددات

المنخفضة جدًا متوقَّعة في التجهيزات المستقبلية. ومما يجدر ملاحظته (وللمقارنة) أن القيادة فوق أحجار الرصف تعطي حوالى $0.001\ g^2$ لكل هرتز.

ويجب أن تعمل الأجهزة أيضًا تحت التسارع الأقصى، أو 'g'، الذي تتعرض له الطائرة خلال المناورات. وهذا يمكن أن يكون $9\ g$ في الطائرات القتالية الحديثة ومواصفات الأجهزة قد تستدعي على الأقل $20\ g$.

ومتطلبات التوافق الكهرومغناطيسي (electromagnetic compatibility (EMC)) أيضًا صعبة جدًا. يجب أن لا تتجاوز الأجهزة مستويات الإشعاع المحددة لمدى واسع جدًا من الترددات الراديويّة كما يجب أن لا تكون عرضة لمصادر خارجية من المستويات العالية جدًا من طاقة الترددات الراديويّة على حُزَم ترددية واسعة جدًا.

كما يجب أن تكون الأجهزة أيضًا قادرة على تحمُّل ضربات البرق والنبضات الكهرومغناطيسية (electromagnetic pulses (EMP)) العالية جدًا التي يمكن أن تواجهها أثناء هذه الضربات. لذلك فإن تصميم الأجهزة الإلكترونية لتتوافق مع متطلبات التوافق الكهرومغناطيسي في الواقع أمر صعب للغاية ويتطلب عناية فائقة بتفاصيل التصميم.

3.2.1 الوثوقية Reliability

إن الأهمية البالغة للوثوقية بأجهزة إلكترونيات الطيران يمكن معرفتها من حيث الأدوار الأساسية لهذه الأجهزة في تشغيل الطائرات. وواضح أنه لا يمكن إصلاح الأجهزة خلال الرحلة، وبالتالي فإن فشل تلك الأجهزة يمكن أن يعني إنهاء المهمة أو خسارة كبيرة في الأداء أو الفاعلية في إنجاز المهمة. وتكاليف فشل الأجهزة في عمل شركات الطيران يمكن أن تكون عالية جدًا – اضطراب في المواعيد، وخسارة في الدخل أثناء الحالات التي تكون فيها "الطائرة رابضة على الأرض"، الخ. في العمليات العسكرية، تم خفض توافر الطائرة وفقدان القدرة التشغيلية.

ويتم اتخاذ كل العناية الممكنة في تصميم أجهزة إلكترونيات الطيران لتحقيق أقصى قدر من الوثوقية. وسِمات ضمان الجودة (quality assurance (QA))

صارمة جدًا أثناء عمليات التصنيع، كما أنها تتطلب، وبشكل متكرر جدًا، ما يُشار إليه باسم "الاختبار التجريبي للوثوقية" (reliability shake-down testing (RST)) قبل الموافقة على الأجهزة للتسليم. والاختبار التجريبي للوثوقية يُقصَد به إجراء نسخة مطابقة للظروف البيئية الأشد قسوة التي يمكن أن تخضع إليها الأجهزة وذلك لمحاولة القضاء على طور الفشل المبكر لدورة حياة الأجهزة – الذي يُشار إليه بشكل عام باسم طور "وفيات الرُضَّع" (infant mortality). الرسم البياني لدورة حياة "المتوسط الزمني بين الأعطال" (mean time between failures (MTBF)) مقابل الزمن له شكل يبدو بشكل عام مثل المقطع العرضي لحوض الاستحمام، ويُشار إليه حقيقة باسم منحنى "حوض الاستحمام" (bath tub). وشكل الجزء الجانبي لحوض الاستحمام في بداية دورة الحياة يتوافق مع العدد الكبير نسبيًا من حالات الفشل قبل أن تستقر الأجهزة على معدل فشل أقل بكثير، أي قاع الحوض، ويتوافق مع طور الحياة أثناء الخدمة. وفي النهاية فإن آثار التآكل والتلف والتدهور العام مع مرور الزمن تجعل معدل الفشل يتزايد بحيث إن المتوسط الزمني بين الأعطال مقابل الزمن يبدو مثل الجانب الآخر لحوض الاستحمام.

الدورة نموذجية للاختبار التجريبي للوثوقية تتطلب بأن يعمل الجهاز بشكل مُرضٍ خلال الدورة المشروحة فيما يلي:

- النقع في غرفة بيئية عند درجة حرارة 70 °C+ لفترة زمنية معيَّنة.
- التبريد السريع للجهاز إلى درجة حرارة 55 °C– خلال 20 دقيقة والنقع عند درجة الحرارة تلك لفترة زمنية معيَّنة.
- إخضاع الجهاز إلى اهتزازات، على سبيل المثال لسعة $0.5\ g$ عند 20 هرتز، لفترات أثناء مرحلتي النقع الساخن والبارد.

والوصف النموذجي قد يتطلب عشرين دورة للاختبار التجريبي للوثوقية بدون أيّ فشل قبل الموافقة على الجهاز. وإذا حدث هناك أيّ فشل عند الدورة رقم n، يجب تصحيح الفشل وتكرار الدورات ($20-n$) الباقية.

إن جميع حالات الفشل أثناء الخدمة (وأثناء الاختبار) يتم التحقق منها من قِبَل فريق ضمان الجودة واتخاذ الإجراءات التصحيحية إذا تطلب الأمر.

ويمكن بهذا معرفة التكلفة الإجمالية التفاضلية لتلبية جميع العوامل المفروضة بواسطة بيئة أجهزة إلكترونيات الطيران.

3.1 اختيار الوحدات Choice of units

من الملائم في هذه المرحلة شرح الوحدات المُستخدَمة في هذا الكتاب. جميع الكميات في هذا الكتاب يتم تعريفها بدلالة النظام الدولي للوحدات SI (Le Système Internationale d'Unités). ومع ذلك، فإن بعض الوحدات الأخرى، ولاسيّما القدم للارتفاع والعُقْدَة (1 ميل بحري لكل ساعة) للسرعة، سيتم اقتباسها بشكل مستقل للأسباب التي سيتم شرحها في حينها.

وحدة الكتلة بالنظام الدولي SI هي الكيلوجرام (kilogram (kg))، ووحدة الطول هي المتر (meter (m))، ووحدة الزمن هي الثانية (second (s)). ووحدة درجة الحرارة بنظام SI هي الكلفن (Kelvin (K))، ودرجة الحرارة صفر كلفن المقابلة لأقل درجة حرارة مطلقة ممكنة هي نظريًا تلك التي تتوقف عندها تقريبًا كل الحركة الانتقالية الجزيئية. ولتحويل درجة الحرارة بالدرجة المئوية (°C) إلى الكلفن يجب إضافة 273.15. أي أن 273.15 K = 0 °C و 303.15 K = 30 °C، وعلى العكس من ذلك فإن 0 K = −273.15 °C.

ووحدة القوة بالنظام الدولي SI هي النيوتن (Newton (N))، وواحد نيوتن هو القوة اللازمة لتعجيل كتلة قدرها واحد كيلوجرام بمقدار 1 متر لكل ثانية لكل ثانية. وبالتحول إلى وحدات الباوند (الرطل (lb))، والقدم، والثانية، فإن واحد نيوتن يساوي تقريبًا قوة مقدارها 0.22 باوند ثقل. والقصة الخرافية "للتفاحة الساقطة على رأس نيوتن وتسببت في استنباط نظريته للجاذبية" تعطي تحريفًا ملائمًا لوحدة النيوتن، لأن متوسط التفاحة تزن حوالى 0.22 باوند! والشكل (7.1) يوضح هذه الحادثة!

والضغط بالنظام الدولي SI يقاس بالنيوتن/متر ^{2} (N/m^2) أو الباسكال (Pascal (Pa)). والميللي بار (millibar (mb)) الذي يساوي 10^{-3} bar يُستخدَم أيضًا بشكل واسع، وكلمة "بار" (bar) مشتقة من كلمة "بارومترية" (BARometric). وواحد بار يمثِّل الضغط الجوي تحت ظروف مستوى البحر

المعياري، ويساوي 10^5 N/m^2 أو 100 kPa، وواحد ميللي بار يساوي 100 N/m^2 أو 100 Pa.



الشكل (7.1): الشاب إسحق نيوتن على وشك أن يعاني قوة مقدارها 1 نيوتن.

والارتفاع يُشار إليه بالقدم (foot) لأن هذه هي الوحدة المستخدمة من قبل سلطات مراقبة الحركة الجوية (Air Traffic Control)، ومقاييس الارتفاع في الولايات المتحدة الأمريكية والمملكة المتحدة يتم معايرتها بالأقدام.

والسرعة يُشار إليها أيضًا بالعُقْدَة (knot) لأن هذه الوحدة تُستخدَم بشكل واسع في المِلاحة. وعُقْدَة واحدة تساوي ميلاً بحرياً واحداً لكل ساعة (nautical mile (NM) per hour)، وميلاً بحرياً واحداً يساوي طول القوس على سطح الأرض المقابل لزاوية مقدارها دقيقة واحدة من القوس مقاسة من مركز الأرض، ويمكن ربطها مباشرة بخطي العرض والطول.

1 ميل بحري يساوي 6076.1155 قدم (أو 1852 متر تمامًا). والتحويل من العقدة إلى المتر/ثانية يعطى بالعلاقة 1 knot = 0.5144 m/s، وعلى العكس فإن 1 m/s = 1.9438 knots. والتحويل التقريبي المفيد هو 1 knot ≈ 0.5 m/s، أو 1 m/s ≈ 2 knots.

الفصل الثاني

الشاشات والتفاعل بين الإنسان والآلة

Displays and Man–Machine Interaction

1.2 المقدمة Introduction

توفِّر شاشات مقصورة الطيار عرضًا مرئيًا للمعلومات والبيانات الواردة من مُستشعِرات الطائرة وأنظمتها إلى الطيار (والطاقم) لكي تُمكِّن الطيار من أن يطير بالطائرة بأمان وينجز المهمة. وهي بهذا هامة لتشغيل أيّ طائرة لأنها تزوِّد الطيار، سواءً المدني أو العسكري، بما يلي:

- معلومات الرحلة الأساسية.
- معلومات المِلاحة.
- بيانات المحركات.
- بيانات هيكل الطائرة.
- المعلومات التنبيهية.

والطيار العسكري له أيضًا ترتيبًا واسعًا من المعلومات الإضافية لرؤيتها مثل:

- مُستشعِرات التصوير بالأشعة تحت الحمراء.
- الرادار.

- بيانات المهمة التكتيكية.
- تصويب الأسلحة.
- التنبيهات بالتهديد.

إن الطيار قادر على أن يستوعب ويعالج سريعًا كمًّا كبيرًا من المعلومات، إلا أنه من الواضح أن تلك المعلومات يجب عرضها بطريقة ما بحيث يمكن فهمها بسهولة، كما يجب حذف المعلومات غير الضرورية لتسهيل مهمة الطيار في حالات أعباء العمل العالية. لقد أُجريت عدة تطويرات لتحسين التفاعل بين الطيار والشاشة، وهذا الإجراء مستمر لأن التقنية والأجهزة الجديدة أصبحت متوفرة. ومن الأمثلة على هذه التطويرات:

- شاشات الرأس المرتفع.
- الشاشات المركَّبة في الخوذة.
- الشاشات الملوَّنة المتعددة الوظائف.
- شاشات الخرائط المتحركة الملوَّنة المولَّدة رقميًا.
- الصورة التصويرية الاصطناعية.
- إدارة الشاشات باستخدام تقنية النظام الذكي المستند على المعرفة (intelligent knowledge based system (IKBS)).
- الفهم الأمثل للعوامل البشرية وإشراك المختصين في العوامل البشرية من المراحل الأولى لتصميم مقصورة الطيار.

إن الشيء المهم والمكمِّل على حد سواء لشاشات مقصورة الطيار في "التفاعل بين الإنسان والآلة" هو الوسيلة الموفَّرة للطيار للتحكم في تشغيل أنظمة إلكترونيات الطيران ولإدخال البيانات. ومرة أخرى، هذا هو المجال الذي يطرأ فيه التطوير المستمر. ولوحات المفاتيح المتعددة الوظائف والشاشات ذات لوحات

المفاتيح اللمسية المتعددة الوظائف تُستخدَم الآن بشكل واسع. وتقنية التعرف الكلامي بلغت الآن مرحلة النضوج الكافي لتركيب نظام "إدخال الصوت المباشر" في الجيل الجديد من الطائرات العسكرية. وأنظمة الإنذار الصوتي تم تأسيسها الآن بشكل جيد في كل من الطائرات العسكرية والمدنية. وعملية دمج وإدارة جميع أسطح الشاشة بواسطة المُدخَلات الصوتية/اللمسية تُمكِّن من تحقيق الخفض الكبير جدًا في أعباء عمل الطيار في الجيل الجديد من الطائرات القتالية/الهجومية ذات المقعد الواحد. والوسائل الأخرى لإدخال البيانات التي يجري تقييمها تشمل استخدام تتبُّع العين.

من غير الممكن في حدود مساحة فصل واحد تغطية جميع جوانب هذا الموضوع الذي يمكن أن يملأ بيُسْر عدة كتب. وبهذا، فقد تم تركيز الاهتمام على تقديم نظرة عامة وشرحًا للمبادئ الأساسية المتضمَّنة في المواضيع التالية:

- شاشات الرأس المرتفع (القسم 2.2).
- الشاشات المركَّبة في الخوذة (القسم 3.2).
- التصميم البصري المُعان بالكمبيوتر (القسم 4.2).
- مناقشة شاشات الرأس المرتفع مقابل الشاشات المركَّبة في الخوذة (القسم 5.2).
- شاشات الرأس المنخفض (القسم 6.2).
- اندماج البيانات (القسم 7.2).
- إدارة الشاشات الذكية (القسم 8.2).
- تقنية الشاشات (القسم 9.2).
- التحكُّم وإدخال البيانات (القسم 10.2).

2.2 شاشات الرأس المرتفع Head up displays

1.2.2 المقدمة Introduction

بدون شك أن التقدُّم الهام جدًا حتى الآن في العرض المرئي للبيانات للطيار كان الإدخال والتطوير التدريجي لشاشة الرأس المرتفع. (أول إنتاج لشاشات الرأس المرتفع، في الواقع، دخلت في الخدمة عام 1962 في الطائرات الهجومية "بوكانير" (Buccaneer) في المملكة المتحدة).

لقد أتاحت شاشة الرأس المرتفع تحقيق تحسُّن كبير في التفاعل بين الإنسان والآلة ((man-machine interaction (MMI) حيث أصبح الطيار قادراً على رؤية وفهم بيانات الرحلة الأساسية المولَّدة بواسطة المُستشعِرات والأنظمة الموجودة في الطائرة ورأسه مرتفع مع إبقاء التركيز البصري الكامل على مشهد العالم الخارجي.

إن شاشة الرأس المرتفع تقوم أساسًا بإسقاط عَرض مُسدَّد في خط البصر الأمامي للرأس المرتفع للطيار بحيث يتمكن من رؤية كلٍّ من معلومات الشاشة ومشهد العالم الخارجي في نفس الوقت. والأهمية الأساسية لتسديد العرض لا يمكن تأكيدها بشدة وسيتم شرحها لاحقًا بتفصيل أكبر. ولأنَّ العرض مُسدَّد، أي مُركَّز عند ما لانهاية (أو بعد مسافة طويلة)، فإن زاوية رؤية الطيار لرموز الشاشة لا تتغير مع حركة الرأس بحيث إن الرموز المتراكَبة تبقى متوافقة، أو مستقرة، مع مشهد العالم الخارجي. ويكون الطيار بهذا قادراً على أن يرى كلاًّ من أشياء العالم الخارجي البعيدة وبيانات الشاشة في وقت واحد بدون الحاجة إلى تغيير اتجاه النظر أو إعادة تركيز العينين. ولا توجد أخطاء اختلاف المنظر، ورموز التصويب سواءً لموجِّه خط الطيران أو لتصويب الأسلحة في حالة الطائرة القتالية تبقى متراكَبة على "الهدف" البعيد، بصرف النظر عن حركة رأس الطيار. (حاول مشاهدة مَعْلَم باستخدام علامة على النافذة. علامة التصويب ستنحرف عن "الهدف" إذا تحرك الرأس جانبًا – هذه الظاهرة هي اختلاف المنظر).



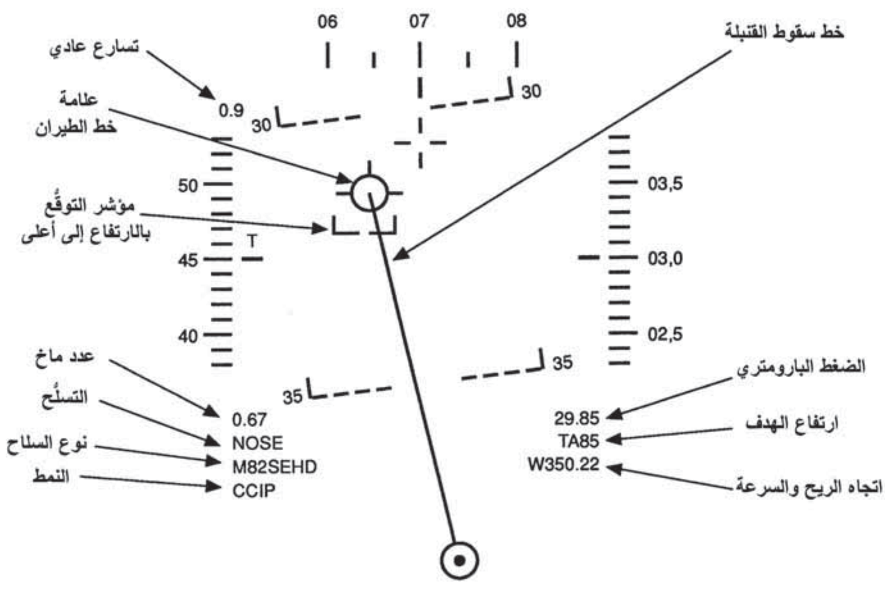
الشكل (1.2): عرض للرأس المرتفع لمعلومات الرحلة الأساسية (بترخيص من BAE SYSTEMS).

توضّح الشاشة الأفق الاصطناعي عند صناعة الطائرة 3° هبوطًا، على الاتجاه 00°. المقياس على الجانب الأيسر يبيّن سرعة جوية قدرها 130 عقدة والمقياس على الجانب الأيمن يبيّن ارتفاعًا قدره 80 قدمًا.
ورمز متجه خط الطيران يبيّن إلى أين تتجه الطائرة بالنسبة إلى الأفق – ولوحة الطيران الأعمى التقليدية تبيّن فقط إلى أين تتجه الطائرة بالنسبة إلى الأفق؛ وإذا تم الحفاظ على خط طيران الطائرة فإنه قد تكون نقطة الاصطدام بالأرض.

مميزات العرض التقديمي للرأس المرتفع لبيانات الرحلة الأساسية مثل الأفق الاصطناعي، وزاوية الانحدار (pitch angle)، وزاوية الميْل الجانبي (bank angle)، ومتجه خط الطيران، والارتفاع، والسرعة الجوية (airspeed)، والاتجاه يمكن ملاحظتها في الشكل (1.2) الذي يبيّن شاشة رأس مرتفع نموذجية، كما هي مشاهَدة بواسطة الطيار أثناء مرحلة الهبوط.

سيكون الطيار بهذا متفرغًا للتركيز على العالم الخارجي أثناء المناورات، ولا يحتاج إلى أن ينظر إلى الأسفل نحو أجهزة المقصورة أو شاشات الرأس المنخفض. وتجدر الإشارة إلى أن هناك زمناً انتقالياً قدره ثانية واحدة أو أكثر لإعادة تركيز العينين من رؤية الأشياء البعيدة إلى رؤية الأشياء القريبة على بُعد متر واحد أو أقل،

مثل أجهزة مقصورة الطيار والشاشات وتتكيّف لبيئة ضوء المقصورة. في أوضاع القتال، فإنه من المهم من أجل النجاة أن يكون رأس الطيار مرتفعًا وأن يدقق النظر على التهديدات المحتملة من أيّ اتجاه. والدقة العالية جدًا التي يمكن تحقيقها بواسطة شاشة الرأس المرتفع ونظام تصويب الأسلحة الكمبيوترية إلى جانب إمكانية إبقاء الرأس مرتفعًا أثناء القتال قد جعلت من شاشة الرأس المرتفع أساسية على جميع الطائرات القتالية الحديثة. كما أنها أيضًا قد عُدِّلت رجْعِيًا إلى جيل الطائرات القتالية والطائرات الهجومية السابقة كجزء من تحديث مُربِح لنظام إلكترونيات الطيران. يوضح الشكل (2.2) شاشة نموذجية لتصويب الأسلحة.



الشكل (2.2): شاشة نموذجية لتصويب الأسلحة (بترخيص من BAE SYSTEMS).

وباستخدام مُستشعِر الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء، فإن مشهد الصورة الكهروبصرية أمام الطائرة يمكن أن يتراكب على مشهد العالم الحقيقي بنمط شبكة خطوط المسح لشاشة الرأس المرتفع. وصورة شبكة خطوط المسح التلفزيونية المتولدة من فيديو استشعار الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء يتم إسقاطها على شاشة الرأس المرتفع ووزنها واحد إلى واحد مع العالم الخارجي مما

تُمكِّن الطيار من الطيران على مستوى منخفض في الليل في الطقس المعتدل. وهذا يوفر إمكانية الهجوم الليلي الواقعي للمقاتِلات الهجومية الأرضية النهارية البسيطة نسبيًا. وشاشة الرأس المرتفع يتطلب أن تكون ذات مجال رؤية واسعة، على أيّة حال، كما سيتم شرحه لاحقًا.

شاشة الرأس المرتفع يتم تركيبها الآن في الطائرات المدنية لأسباب مثل:

1- المميزات المتأصلة للعرض التقديمي للرأس المرتفع لمعلومات الرحلة الأساسية بما في ذلك وصف تصويري لمتجه خط طيران الطائرة، مما تؤدي إلى إدراك أفضل للوضع وأمان متزايد لظروف مثل قصُّ الريح (wind shear) أو مناورات تفادي التضاريس/الحركة الجوية.

2- لعرض إرشاد الهبوط الآلي لتمكين الطيار من الهبوط بالطائرة بأمان في ظروف الرؤية الضعيفة جدًا نتيجة للضباب، كدعم ومراقبة لنظام الهبوط الآلي. وعرض الإرشاد للمَدْرَج الجانبي (taxiway) يتم أيضًا أخذه في الاعتبار.

3- الرؤية المُحسَّنة باستخدام نمط شبكة خطوط المسح لشاشة الرأس المرتفع لإسقاط صورة فيديوية للرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء للعالم الخارجي من مُستشعِر الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء المُركَّب في الطائرة، أو صورة اصطناعية للعالم الخارجي ناتجة من مُستشعِر الرادار الميلليمتري للرؤية الأمامية في الطائرة. وأنظمة الرؤية المُحسَّنة هذه يجري تطويرها بفاعلية وستُمكِّن الطيار من الهبوط بالطائرة في ظروف الرؤية الضعيفة جدًا أو المنعدمة في مطارات غير مجهَّزة بأنظمة توجيه مناسبة لجميع أحوال الطقس مثل نظام الهبوط الآلي (ILS) (أو نظام الهبوط الميكروويفي (MLS)).

يبيّن الشكل (3.2) تركيبًا لشاشة الرأس المرتفع المدنية.

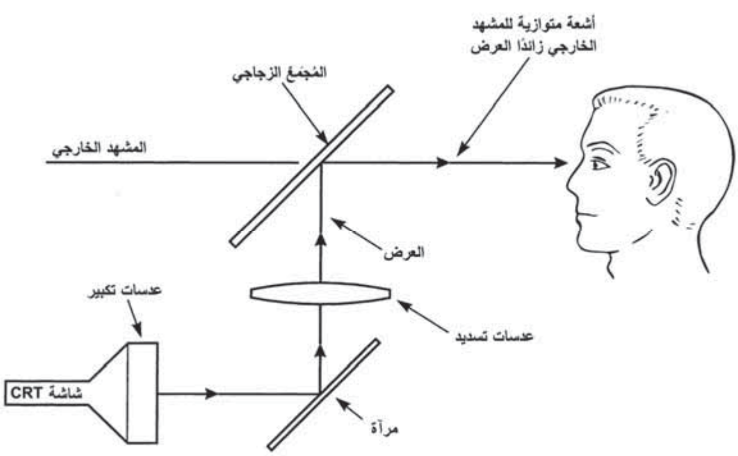


الشكل (3.2): تركيبًا لشاشة الرأس المرتفع المدنية من شركة BAE SYSTEMS VGS المُركَّبة في سلسلة طائرات بوينغ 737-800 (بترخيص من BAE SYSTEMS).

2.2.2 المبادئ الأساسية Basic Principles

الترتيب الأساسي لشاشة الرأس المرتفع موضح في الشكل (4.2). يرى الطيار العالم الخارجي من خلال المُجَمِّع الزجاجي (combiner glass) لشاشة الرأس المرتفع (وحاجب الريح الأمامي (windshield)). المُجَمِّع الزجاجي عبارة عن مرآة فعالة يمكن "الرؤية من خلالها" بكفاءة إنفاذ بصري عالية بحيث يكون هناك فقد بسيط للرؤية المرئية خلال المُجَمِّع الزجاجي وحاجب الريح الأمامي. ويسمى مُجَمِّعًا لأنه يقوم بالتجميع البصري لرموز الشاشة المُسدَّدة مع العالم الخارجي المرئي من خلالها. وبالرجوع إلى الشكل (4.2)، فإن رموز الشاشة المتولدة من أنظمة ومُستشعِرات الطائرة (مثل نظام المِلاحة بالقصور الذاتي (INS) ونظام البيانات الجوية) يتم عرضها على سطح أنبوب أشعة الكاثود (CRT). يتم بعد ذلك ترحيل صور الشاشة خلال منظومة عدسات مُرَحِّلة تقوم بتكبير الشاشة والتصحيح لبعض الأخطاء البصرية التي تظهر بطريقة أو أخرى في النظام. تنعكس بعد ذلك صور الشاشة المُرَحَّلة

بزاوية قريبة من 90^{o} من مرآة الطَّيْ، ومن ثم إلى عدسة التسديد التي تقوم بتسديد صور الشاشة التي تنعكس فيما بعد من المُجَمِّع الزجاجي إلى مجال الرؤية الأمامية للطيار. الصور التقديرية لرموز الشاشة تظهر للطيار بأنها عند ما لانهاية وتغطي مشهد العالم البعيد عند تسديدها. ووظيفة مرآة الطيْ هي لإتاحة الحصول على الترتيب البصري المضغوط بحيث تَشغَل شاشة الرأس المرتفع أقل مساحة ممكنة في مقصورة الطيار.



الشكل (4.2): رسم تخطيطي لشاشة الرأس المرتفع.

الأهمية الأساسية للتسديد لأي شاشة رأس مرتفع تستحق المزيد من التوضيح لأجل فائدة القراء الذين تحتاج معرفتهم بالبصريات إلى إنعاش.

يُعرَّف المُسدِّد بأنه نظام بصري ذو بُعد بؤري محدَّد وبمصدر للصورة عند المستوى البؤري. أشعة الضوء الصادرة من نقطة معيَّنة على المستوى البؤري تخرج من نظام التسديد كمجموعة متوازية من الأشعة، كما لو أنها قادمة من مصدر عند ما لا نهاية.

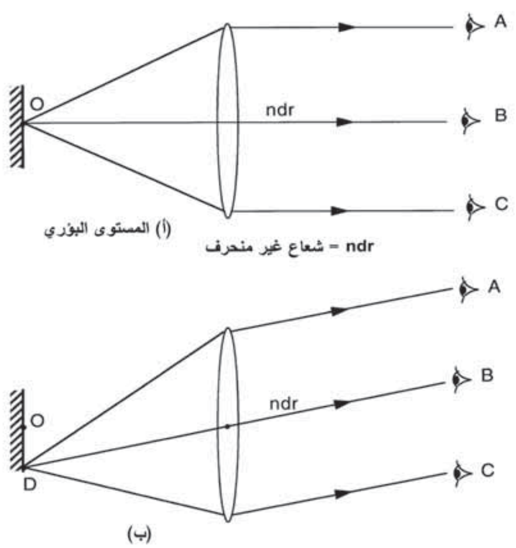
يبيّن الشكلان (5.2) (أ) و(ب) نظامًا بسيطًا لعدسات تسديد مع أشعة مرسومة من مصدر عند المركز O والنقطة D على المستوى البؤري على التوالي. الشعاع القادم من نقطة على المستوى البؤري الذي يمر خلال مركز

العدسات لا ينكسر ويشار إليه بأنه "شعاع غير منحرف". الأشعة الأخرى المنبثقة من النقطة جميعها موازية للشعاع غير المنحرف بعد خروجها من المُسدِّد.

وتجدر الإشارة إلى أن عدسة التسديد، في الواقع، تُصنع من عدة عناصر للتقليل من العيوب غير المقبولة من عنصر واحد.

ويمكن أن نلاحظ من الشكل (5.2) (أ) أن مُشاهِدًا ينظر بشكل متوازٍ للمحور البصري سيرى النقطة O عند مواضع العين A و B و C وزاوية النظر لرؤية النقطة O لا تعتمد على إزاحة العين من المحور البصري.

وبنفس الطريقة، يمكن أن نلاحظ من الشكل (5.2) (ب) أن زاوية النظر من المُشاهِد إلى النقطة D هي نفسها لمواضع العين A و B و C ولا تعتمد على الانتقال.



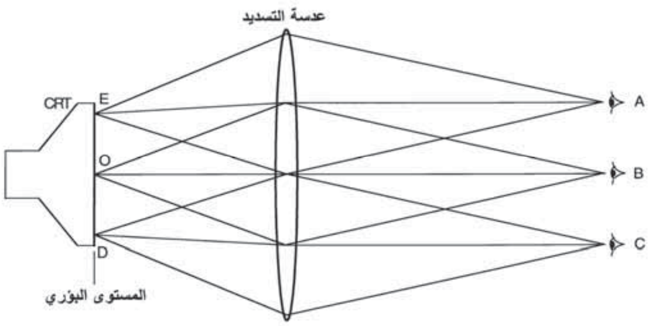
الشكل (5.2): مُسدِّد بصري بسيط.

النظام البصري لشاشة الرأس المرتفع الانكسارية، في الواقع، يشبه أساسًا نظام التسديد البصري المبيّن في الشكل (6.2). يتم رسم مسار الأشعة من أجل أن يرى المُشاهِد النقاط D و O و E على الشاشة مع مواضع العين عند النقاط A و B و C. ويمكن ملاحظة أن زوايا النظر لرؤية النقاط D و O و E هي نفسها من

النقاط A أو B أو C. ومظهر الشاشة المُسدَّدة بهذا لا يعتمد على موضع (أو انتقال) العين ويعتمد فقط على زاوية النظر. ونظراً إلى التسديد أيضًا، تظهر الشاشة كما لو أنها عند ما لانهاية، لأن الأشعة المنبثقة من أيّ نقطة على الشاشة جميعها متوازية بعد خروجها من نظام التسديد.

وتجدر الإشارة إلى أن صور الشاشة يجب تسديدها بشكل صحيح. واللاتسديد (decollimation) مصطلح يُستخدَم عندما الضوء القادم من نقطة معيّنة على الشاشة لا يترك النظام البصري متوازيًا على كامل سطح العدسة. ويمكن للضوء أن يتجمع، أو يتفرق، أو عدا ذلك "يسيء التصرف" مما يؤدي إلى "عَوْم" صور الشاشة عندما يتحرك رأس الطيار. وفي بعض الأحيان يخلق هذا السلوك عدم ارتياح، وفي حالة التجمع يمكن حتى أن يؤدي إلى غثيان.

المُعامِل الهام جدًا لأيّ شاشة رأس مرتفع هو مجال الرؤية (field of view (FOV))، الذي يجب أن يكون أكبر ما يمكن ضمن قيود المساحة الصارمة المفروضة بواسطة هندسة مقصورة الطيار. والمجال الكبير للرؤية الأفقية هام جدًا لتمكين الطيار من أن "يرى في المنعطفات" عندما تُشَكِّل شاشة الرأس المرتفع جزءًا من نظام الرؤية الليلية وتكون الرؤية الوحيدة للطيار للعالم الخارجي هي صورة نظام الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء المعروضة على شاشة الرأس المرتفع.



الشكل (6.2): مُسدِّد بصري بسيط لمسار الشعاع.

ومن المهم التمييز بين مجال الرؤية اللحظية (instantaneous field of view (IFOV)) ومجال الرؤية الكلية (total field of view (TFOV)) لشاشة

الرأس المرتفع لأن الاثنين ليسا مثل بعضهما البعض في حالة النوع الانكساري لشاشة الرأس المرتفع.

مجال الرؤية اللحظية هو التغطية الزاويّة للصورة التي يمكن رؤيتها بواسطة المُشاهِد عند أيّ لحظة معيّنة وهي مبيّنة في الرسم التخطيطي المبسط في الشكل (7.2) (أ). ويمكن حسابها من قطر عدسة التسديد، D، والمسافة، L، لعيني المُشاهِد من عدسة التسديد.

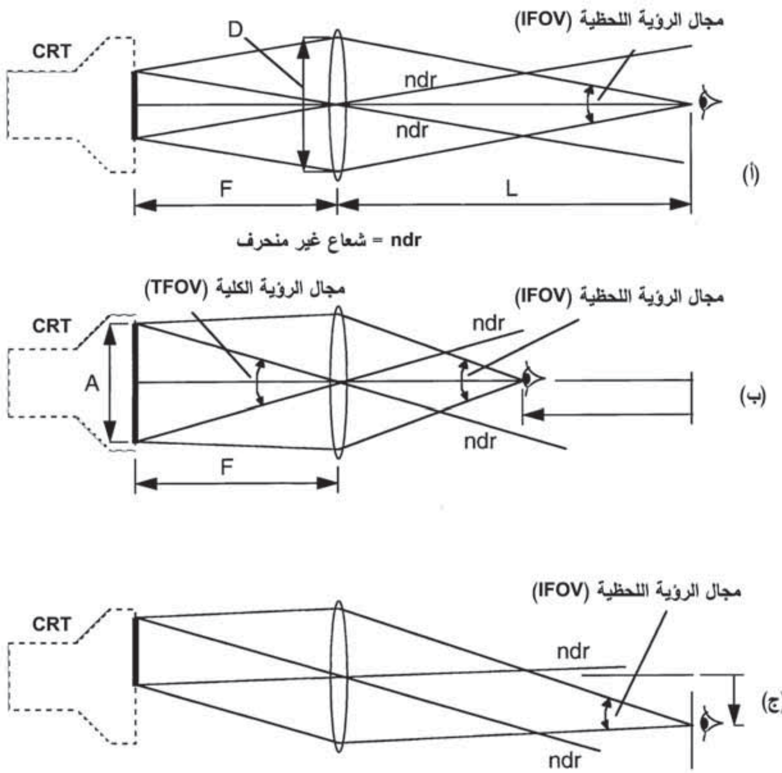
$$\text{IFOV} = 2\tan^{-1} D/2L$$

ومجال الرؤية الكلية هو التغطية الزاويّة الكلية لصورة الشاشة CRT التي يمكن رؤيتها عن طريق تحريك موضع عيني المُشاهِد. ويمكن حساب TFOV من قطر الشاشة، A، والبعد البؤري الفعّال لعدسة التسديد، F.

$$\text{TFOV} = 2\tan^{-1} A/2F$$

بخفض قيمة L يزداد مجال الرؤية اللحظية كما هو موضح في الشكل (7.2) (ب) الذي يبيّن تقريب موضع العين العادية للمُشاهِد بما فيه الكفاية من عدسة التسديد من أجل أن يتساوى IFOV مع TFOV. ومع ذلك، فإن هذا ليس واقعيًا مع النوع العادي من شاشة الرأس المرتفع باستخدام بصريات الانكسار. وهذا بسبب قيود هندسة مقصورة الطيار على موضع عين الطيار وقيود المساحة على قطر عدسة التسديد. وبشكل عام فإن IFOV هي فقط حوالى ثلثي TOFV.

ويمكن أن نلاحظ من الشكل (7.2) (ج) أنه بتحريك الرأس إلى أعلى أو إلى أسفل أو إلى الجوانب فإن المُشاهِد يمكن أن يرى جزءًا مختلفًا من مجال الرؤية الكلية، على الرغم من أن مجال الرؤية اللحظية لا يتغير.



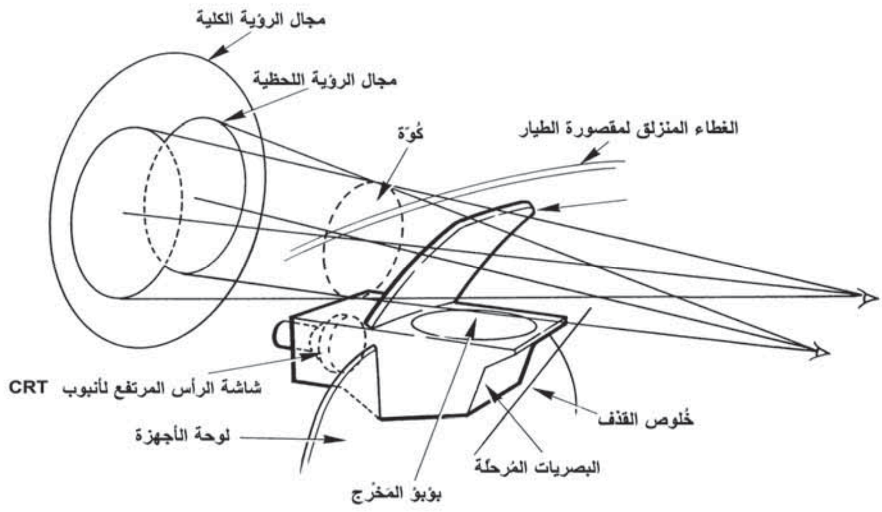
الشكل (7.2): مجال الرؤية اللحظية (IFOV) ومجال الرؤية الكلية (TFOV).

والتأثير هو مثل النظر من خلال وحَوْل كُوَّة متكونة بواسطة الصورة التقديرية لعدسة التسديد، كما هو مبيّن في الشكل (8.2). هذا الشكل التخطيطي يبيّن مجال الرؤية اللحظية المرئي بواسطة كلا العينين (التقاطع المنقط)، ومجال الرؤية اللحظية المرئي بواسطة العين اليسرى واليمنى على التوالي، ومجال الرؤية الكلية.

ويمكن إجراء التناظر بمشاهدة مباراة كرة قدم من خلال خُرم عُقْدَة في السياج، وهذه الخصائص لمجال الرؤية لشاشة الرأس المرتفع غالبًا ما يُشار إليها باسم "تأثير خُرم العُقدَة" (knot hole effect).

القيود المتضمَّنة في تصميم شاشة الرأس المرتفع موجزة باختصار أدناه.

لأيّ مجال رؤية كلية معيّنة، المتغيّرات الرئيسية هي قطر شاشة أنبوب أشعة الكاثود (CRT) والبعد البؤري الفعّال لنظام عدسة التسديد. وللحصول على أدنى وزن وحجم طبيعي، فإن المطلوب هو قطر صغير لشاشة CRT وبُعد بؤري قصير. هذه العوامل يتم وزنها عادة مقابل الحاجة إلى عدسة تسديد ذات قطر كبير للحصول على أقصى مجال رؤية لحظية وبُعد بؤري كبير، اللذين يسمحان بالحصول على أقصى دِقّة. قطر عدسة التسديد بشكل عام محدد ما بين 75 mm و 175 mm (3 بوصات و 7 بوصات تقريبًا) بواسطة قيود المساحة لمقصورة الطيار والاعتبارات الفعلية. والعدسات الكبيرة ثقيلة جدًا ومعرَّضَة للكسر تحت الصدمات الحرارية.



الشكل (8.2): قيود تركيب شاشة الرأس المرتفع ومجال الرؤية.

يَشغَل مُجَمِّع شاشة الرأس المرتفع موقِعًا أساسيًا في مقصورة الطيار مباشرة في مركز خط الرؤية الأمامية للطيار عند أعلى حجاب السطوع. وحجم المُجَمِّع يتحدد من خلال مجال الرؤية المرغوبة وهندسة مقصورة الطيار، وخصوصًا موقع مقعد الطيار. والجسم الأساسي لشاشة الرأس المرتفع المحتوي

على البصريات والإلكترونيات يجب غمره تمامًا خلف لوحة الأجهزة لكي يعطي رؤية واضحة غير مقيَّدة لمقدمة الطائرة أثناء وضع المناورات العالية (ارجع إلى الشكل (8.2)).

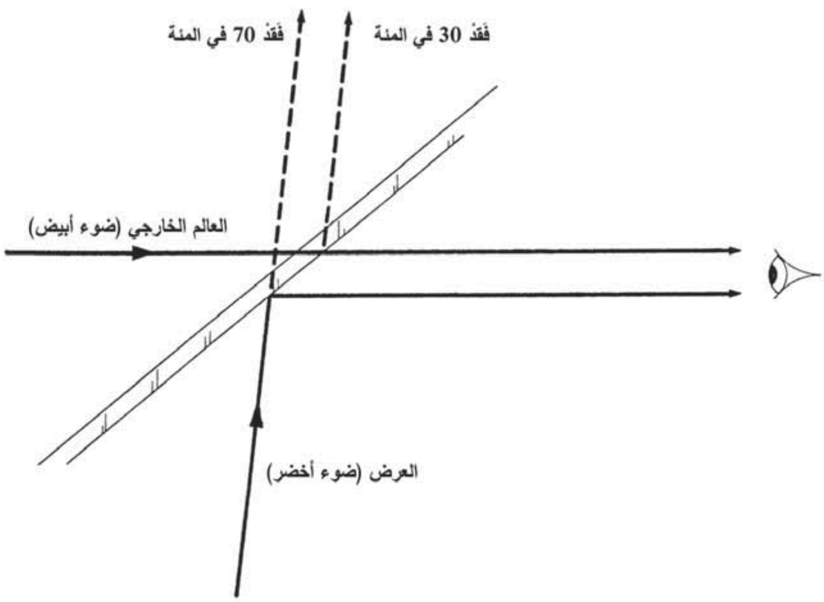
موضع العين التصميمية للطيار لشاشة الرأس المرتفع يتحدد من خلال ارتياح الطيار والقدرة على رؤية أجهزة المقصورة وأنظمة الرأس المنخفض، وفي نفس الوقت تحقيق الرؤية القصوى للعالم الخارجي. وفي الطائرات القتالية، هناك أيضًا خُلوص خط القذف لتجنيب الطيار من أن يكون "مغطى الركبتين" بواسطة شاشة الرأس المرتفع عند القذف، مما يزيد من قيود موضع العين التصميمية.

مجالات الرؤية اللحظية النموذجية تتفاوت ما بين حوالى 13^o إلى 18^o مقابل مجالات الرؤية الكلية ما بين حوالى 20^o إلى 25^o. ومجال الرؤية الكلية العمودية لشاشة الرأس المرتفع يمكن زيادته إلى حوالى 18^o باستخدام ترتيب مزدوج للمُجَمِّع يشبه إلى حد ما الستائر الفينيسيّة (venetian blind). عمليًا، يتم توفير كُوّتين متداخلتين مزاحتين عموديًا.

تأثير قيود مساحة وهندسة مقصورة الطيار هو أن تصميم شاشة الرأس المرتفع يجب أن يكون "بحسب الطلب" لكل نوع من أنواع الطائرات، أما "شاشة الرأس المرتفع القياسية" التي ستكون قابلة للتبديل بين مدًى من أنواع الطائرات المختلفة فليست مقترحًا عمليًا.

المُجَمِّع الزجاجي التقليدي في شاشة الرأس المرتفع الانكسارية له طَلْيَة متعددة الطبقات تعكس جزءًا من صورة الشاشة المُسدَّدة وتُنْفِذ جزءًا كبيرًا من العالم الخارجي، بحيث يكون الفقد في الرؤية صغير جدًا. الطيار الذي ينظر من خلال المُجَمِّع في شاشة الرأس المرتفع هذه سيشاهد العالم الحقيقي بنسبة سطوع 70 في المئة حيث تتراكب الشاشة المُسدَّدة بنسبة 30 في المئة من سطوع أنبوب أشعة الكاثود (مع أخذ الكفاءات النموذجية للإنفاذ والانعكاس). هذا الوضع موضح في الشكل (9.2) وهو أساسًا نظام فَقْد إلى حد ما بنسبة 30 في المئة من سطوع

العالم الحقيقي المنتشر (مكافئ لوضع نظارات شمسية)، كما أن 70 في المئة هو لسطوع شاشة أنبوب أشعة الكاثود.



الشكل (9.2): فكرة عمل المُجَمِّع التقليدي لشاشة الرأس المرتفع الانكسارية.

لتحقيق نسبة تباين ملائمة بحيث يمكن رؤية الشاشة تجاه السماء عند الارتفاع العالي أو تجاه سحابة مُشمسة، فإنه من الضروري تحقيق سطوع للشاشة بمقدار 30,000 Cd/m^2 (قنديلة/متر^2) عند مسافة (10,000 ft L) من أنبوب أشعة الكاثود. وفي الحقيقة، فإن متطلب السطوع هو الذي يؤكد استخدام أنبوب أشعة الكاثود كمصدر للعرض لوقت ما كبير مستقبلاً، حتى مع الكفاءات البصرية العالية جدًا التي يمكن تحقيقها باستغلال العناصر البصرية المُجسَّمة (holographic).

استخدام العناصر البصرية المولَّدة هولوغرافيًا يمكن أن تتيح لمجال الرؤية بأن يزداد بعامل قدره اثنان أو أكثر، مع تساوي مجال الرؤية اللحظية ومجال الرؤية الكلية. والشاشات الساطعة جدًا بفَقدٍ مُهمَل في رؤية العالم الخارجي يمكن

أيضًا تحقيقها، كما سيتم شرحه في القسم التالي. والإنفاذ البصري العالي خلال المُجَمِّع مطلوب لكي يخفض من إحراز الأهداف الصغيرة عند المسافات البعيدة.

وتجدر الإشارة، مع ذلك، إلى أن التطوير الحديث في طَلْيات "روجيت" (Rugate) للعازل الكهربائي المطبَّقة على مُجمِّعات شاشات الرأس المرتفع الانكسارية التقليدية يمكن أن تتيح الحصول على شاشات ساطعة جدًا بإنفاذٍ عالٍ للعالم الخارجي مقارنة، في الواقع، بشاشات الرأس المرتفع المجسَّمة. طَلْية روجيت للعازل الكهربائي هي طَلْية متعددة الطبقات لها معامل انكسار يتغير جيبيًا مع السُمك مما تُمَكِّن من تصنيع طَلْية انعكاس ذات حزمة ضيقة وحادة جدًا من الطول الموجي، عادة في حدود 15 nm عند ذروة انبعاث الفوسفور لأنبوب أشعة الكاثود. وتمتلك الطَّلْية نفس قيم الانعكاس والإنفاذ العالية للطلْيات المجسَّمة إلا أنها لا تستطيع إنتاج القدرة البصرية.



الشكل (10.2): مجال الرؤية اللحظية لشاشة الرأس المرتفع التقليدية.



الشكل (11.2): مجال الرؤية اللحظية لشاشة الرأس المرتفع المُجسَّمة.

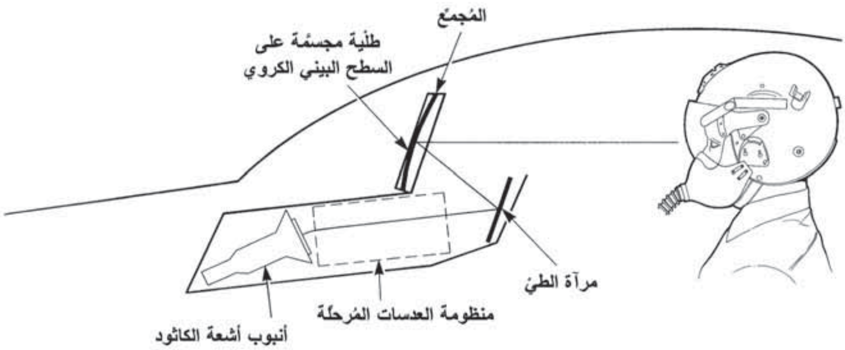
مجال الرؤية اللحظية لشاشة الرأس المرتفع الانكسارية باستخدام مُجمِّع بطَلْية روجيت للعازل الكهربائي لا يزال يعاني القيود نفسها، ولا يمكن زيادته مثل شاشة الرأس المرتفع المجسَّم (الهولوغرافي).

وبالرغم من ذلك، فإنه للتطبيقات التي يكون فيها أقصى قيمة لمجال الرؤية اللحظية حتى 20^{o} مقبولاً، فإن ترتيبًا لشاشة الرأس المرتفع الانكسارية باستخدام طَلْيات روجيت للعازل الكهربائي يمكن أن يُقدِّم حلولاً تنافسية جدًا.

3.2.2 شاشات الرأس المرتفع المُجسَّمة Holographic HUDs

متطلب الحصول على مجال رؤية كبير مدفوع باستخدام شاشة الرأس المرتفع لعرض صورة تلفزيونية مُسدَّدة من مَخرَج مُستشعِر الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء لتمكين الطيار من أن "يرى" من خلال مجال الرؤية لشاشة الرأس المرتفع في ظروف الرؤية الضعيفة، وعلى وجه واحد في العمليات الليلية. وتجدر الإشارة إلى أن مُستشعِر الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء يمكن أيضًا

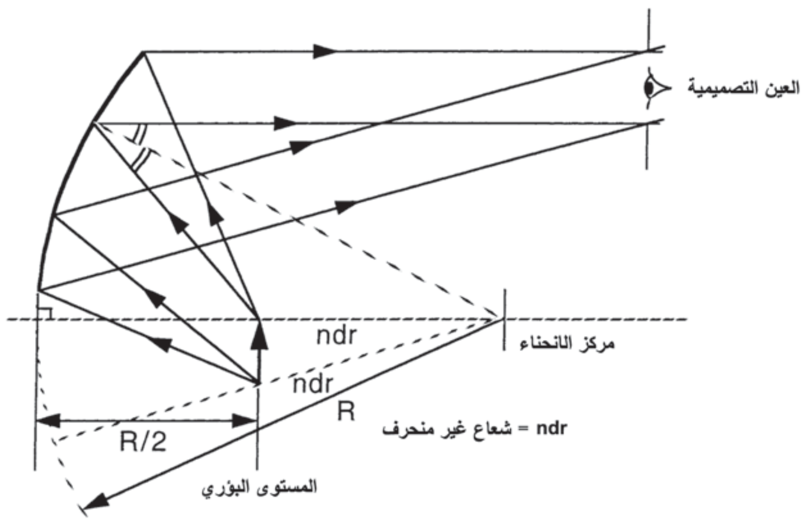
أن يتخلل الضباب والعديد من الظروف الضبابية ويوفر "رؤية مُحسَّنة" لأن شاشة الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء تتراكب بنسبة واحد إلى واحد بدقة مع العالم الحقيقي. والحاجة إلى مجال رؤية واسعة عند المناورة الليلية عند المستويات المنخفضة يمكن رؤيتها في الشكلين (10.2) و(11.2). مجال الرؤية السمتية الأوسع تُعتبر أساسية للطيار لكي يرى في المنعطفات. (لقد أُجرِيَ التناظر بمحاولة قيادة سيارة حول ركن هايد بارك (Hyde Park Corner) بحاجب ريح أمامي شفاف محطَّم مع رؤيتك المحدودة لثقب مخروم خلال النافذة).



الشكل (12.2): ترتيب لشاشة رأس مرتفع مجسَّمة ذات مُجمِّع خارج المحور.

في شاشة الرأس المرتفع المجسَّمة الحديثة ذات مجال الرؤية الواسعة، يتم إجراء تسديد الشاشة بواسطة المُجمِّع المُزَوَّد بقدرة بصرية (انحناء) بحيث يقوم بتنفيذ تسديد صورة الشاشة. يوضح الشكل (12.2) الترتيب الأساسي لشاشة رأس مرتفع مجسَّمة حديثة ذات مُجمِّع واحد. يتم تركيز شاشة أنبوب أشعة الكاثود بواسطة منظومة العدسات المُرحِّلة لتكوين صورة وسطية عند بؤرة المُجمِّع المُزَوَّد بالقدرة. تنعكس بعد ذلك الصورة الوسطية من مرآة الطيْ إلى المُجمِّع. وهذا يعمل كمُسدِّد لأن الطَّلْية المجسَّمة الموالَفة على السطح الكروي تعكس الضوء الأخضر من شاشة أنبوب أشعة الكاثود وتقوم بتكوين صورة الشاشة المُسدَّدة على موضع العين التصميمية للطيار.

يوضِّح الشكل (13.2) طريقة عمل التسديد للسطح الكروي العاكس. وفكرة عمل التسديد هي، في الواقع، المقلوب البصري لتلسكوب نيوتن العاكس.

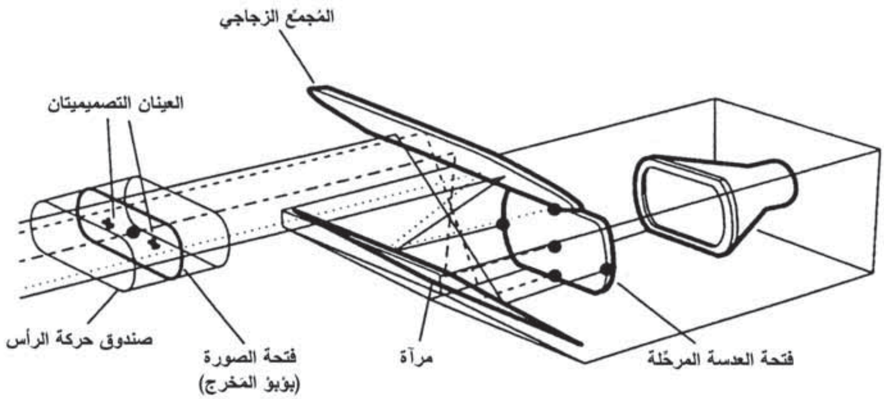


الشكل (13.2): التسديد بواسطة سطح كروي.

ولأن عنصر التسديد يقع في المُجمِّع، فإن الكوّة تكون أقرب كثيرًا إلى الطيار من تصميم مماثل لشاشة الرأس المرتفع الانكسارية. وعنصر التسديد يمكن أيضًا جعله أكبر بكثير من عدسة التسديد لشاشة الرأس المرتفع الانكسارية ضمن نفس القيود لمقصورة الطيار. ومجال الرؤية اللحظية بالتالي يمكن زيادته بعامل قدره اثنان أو أكثر، وإن مجالي الرؤية اللحظية والكلية بشكل عام متساويان، لأن الطيار عمليًا هو داخل كوّة الرؤية.

هذا النوع من شاشة الرأس المرتفع يشار إليه في بعض الأحيان باسم "شاشة الرأس المرتفع ذات الكوّة الساقطة" والصورة باسم تشكيل البؤبؤ. وصورة الشاشة، في الواقع، يمكن مشاهدتها فقط ضمن "صندوق حركة الرأس". وإذا تحركت العينان أو الرأس خارج صندوق ثلاثي الأبعاد في الفراغ حول الموضع العادي لرأس الطيار، فإن صورة الشاشة عندئذ ستتخافت. ويصبح واقعيًا كحالة

"تشاهدها الآن – ولا تشاهدها الآن" عند حدود صندوق حركة الرأس. ويتم تصميم شاشات الرأس المرتفع المجسَّمة الحديثة بصندوق حركة الرأس ذي حجم معقول، بحيث لا يكون الطيار مقيّدًا على نحو غير ملائم. يوضح الشكل (14.2) فكرة صندوق حركة الرأس.



الشكل (14.2): فكرة صندوق حركة الرأس.

يتكوّن المُجمِّع من شطيرة متوازية الأوجه من الصفائح الزجاجية المحدبة المستوية والمقعرة المستوية بطَلْية مجسَّمة على السطح البيني الكروي بينها. الطَّلْية المجسَّمة يتم تكوينها على السطح الكروي للصفيحة الزجاجية المحدبة المستوية ويُشكِّل السطح الزجاجي المقعر لوحًا غطائيًا بحيث يمكن سَد الطَّلْية المجسَّمة بإحكام ضمن المُجمِّع. ويتم توليف الطَّلْية المجسَّمة بحدة بحيث تعكس الضوء الأخضر لطول موجي محدد واحد من شاشة أنبوب أشعة الكاثود بانعكاسية أعلى من 80 في المئة ولكنها تُنفِذ الضوء على جميع الأطوال الموجية الأخرى بكفاءة حوالى 90 في المئة. (الفوسفور المستخدَم لشاشة أنبوب أشعة الكاثود بشكل عام هو P43 أو P53 الباعث للضوء الأخضر بطول موجي سائد يناهز 540 nm، ويتم توليف الصورة المجسَّمة إلى هذا الطول الموجي).

هذا سيعطي إنفاذًا جيد جدًا للعالم الخارجي خلال المُجمِّع. (الأوجه الخارجية للمُجمِّع الزجاجي متوازية بحيث لا يكون هناك تشوه بصري للمشهد الخارجي). ويظهر العالم الخارجي المرئي من خلال المُجمِّع بلون وردي خافت جدًا لأن المحتوى الأخضر للعالم الخارجي بطول موجي يناهز 540 nm لا يَنفذ من خلال المُجمِّع. وشاشات الرأس المرتفع المجسَّمة، في الواقع، قابلة للتمييز بواسطة الأثر الأخضر للمُجمِّع.

السطح الكروي العاكس للمُجمِّع يقوم بتسديد صورة الشاشة إلا أن هناك أخطاء زيغ بصري كبيرة ظاهرة ويجب تصحيحها. وأخطاء الزيغ البصري هذه هي نتيجة الزاوية خارج المحور الكبيرة بين خط بصر الطيار والمحور البصري للمجمِّع الناتج من ترتيب شاشة الرأس المرتفع. ويمكن إجراء بعض التصحيحات لهذه الزيوغ البصرية بواسطة منظومة العدسات المُرحِّلة إلا أنه لا توجد حدود عملية لمقدار التصحيح الذي يمكن تحقيقه بعناصر بصرية تقليدية بدون اللجوء إلى الأسطح الكروية. وهذا هو الذي يتم فيه استخدام خاصية فريدة من الطَّلْيات المولَّدة هولوغرافيًا، أيْ إمكانية إدخال القدرة البصرية ضمن الطَّلْية بحيث يمكنها تصحيح بقية أخطاء الزيغ. تقوم الطَّلْية المجسَّمة المُزوَّدة بالقدرة بإنتاج تأثير مكافئ للتغيُّرات المحلية في انحناء السطح الكروي العاكس للمُجمِّع لتصحيح أخطاء الزيغ عن طريق حيود الضوء عند النقاط المناسبة. ويتم تزويد الطَّلْية المجسَّمة بقدرة بصرية بحيث تسلك كعدسة عن طريق استخدام نظام بصري مساعد لتسجيل توزيع طوري معقَّد على سطح المُجمِّع أثناء عملية التصنيع. سيتم شرح هذا بعد قليل.

نقوم فيما يلي بتقديم عرض مختصر جدًا للعناصر البصرية المُجسَّمة لإعطاء فكرة عامة عن المبادئ الأساسية والتقنية.

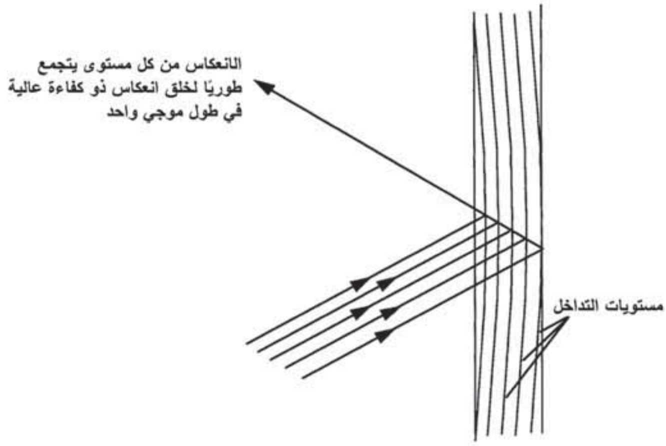
التصوير المجسَّم (holography) اخترع في عام 1947 من قِبَل دينيس جابور (Denis Gabor)، وهو عالم نمساوي يعمل في المملكة المتحدة. إلا أن التطبيقات العملية لهذا الاختراع لم تتم سوى في الستينيات من القرن الماضي

عندما استخدم عالمان أمريكيان، إمِّيت لِيث (Emmet Leith) وجوزيف أوباتنيكس (Joseph Upatnieks)، ضوءًا مترابطًا (coherent light) من الليزر المطوَّر حديثًا لتسجيل أول صورة مُجسَّمة.

تستخدِم شاشات الرأس المرتفع المجسَّمة صور الانعكاس المُجسَّمة التي تعتمد، في عملها، على تغيُّرات معامل الانكسار الناتجة ضمن غشاء هلامي رقيق موضوع شطيريًا بين صفيحتين من الزجاج. وهذا في الحقيقية هو محزوز حيود، وبهذا فإن الاسم الأكثر دقة لهذه الأنظمة هو شاشات الرأس المرتفع الحيودية. ويتم تشكيل طَّلْية الانعكاس المُجسَّمة عن طريق تعريض غشاء رقيق من هلام ثاني الكرومات الحساس للضوء إلى حزمتين من ضوء الليزر المترابط. ونتيجة لطبيعة الترابط لحزمتي الأشعة الساقطتين تتكون سلسلة من الأهداب المتداخلة خلال كامل عمق الغشاء الهلامي. وأثناء عملية التطوير، تتحول هذه الأهداب إلى مستويات من معاملات الانكسار العالية والمنخفضة الموازية لسطح الغشاء. ولأقرب تقدير، فإن تغيُّر معامل الانكسار بين المستويات هو جيبي على عكس الدالة الدرَجِيَّة (step function) المصاحبة للطَّليات المتعددة الطبقات. وأثناء عملية التطوير، تُنتِج الانتفاخات الهلامية زيادة في الطول الموجي المؤالَف. وتتحقق إعادة توليف الصورة المُجسَّمة من خلال خَبْز الغشاء الذي يعمل على خفض السُّمك، وبالتالي المسافات بين المستويات ذات معاملات الانكسار الثابتة. يقوم المصمِّم بالتالي بتحديد طول موجي بِنائي عند زاوية معيّنة للسقوط بعد الخَبْز.

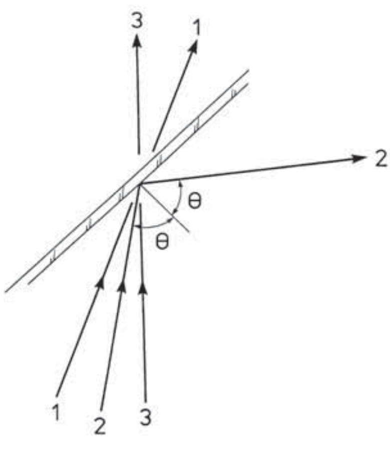
يوضح الشكل (15.2) مستويات أو طبقات تغيُّر معامل الانكسار المتكون في الطَّلْية المجسَّمة.

عرض الحزمة (bandwidth) لمدى الانعكاس الزاوي يتحدد بواسطة مقدار التغيُّر في معامل الانكسار. وهذا التغيُّر يمكن التحكم به أثناء عملية التطوير ويوصف بتضمين الصورة المجسَّمة (hologram modulation).



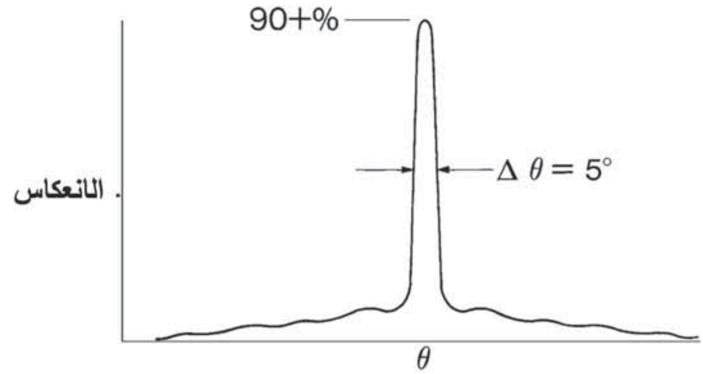
الشكل (15.2): الطَّلْية المُجسَّمة.

عند أيّ نقطة على السطح ستعكس الطَّلْية فقط طول موجي معّين لمدى صغير من زوايا السقوط. وخارج هذا المدى من الزوايا، ستنخفض الانعكاسية بشكل حاد وسينفذ ضوء ذلك الطول الموجي خلال الطَّلْية. هذه الظاهرة موضحة في الشكلين (16.2) و(17.2). الشعاعان 1 و 3 قريبان على نحو غير كافٍ من زاوية الانعكاس θ ليتم انعكاسهما، بينما الشعاع 2 يسقط عند الزاوية التصميمية ويتم انعكاسه.



الشكل (16.2): انعكاس انتقائي زاويًّا لأشعة أحادية اللون.

وهناك ميزة أخرى غير ملحوظة للصور المُجسَّمة التي تعطي مميزات معيَّنة في النظام البصري، وتلك هي القدرة على تغيير الطول الموجي الموالَف بشكل منتظم عبر سطح الانعكاس. يبيّن الشكل (12.2) أن طَلْية الانعكاس يجب أن تعكس الطول الموجي للشاشة عند زاوية سقوط مختلفة عند قاع المُجمِّع من تلك التي عند الأعلى. من الممكن تحقيق هذا التأثير بصورة مُجسَّمة لأنه يمكن تكوينها من موضع العين التصميمية.



الشكل (17.2): أداء الطَّلْية المُجسَّمة.

عملية إنتاج المُجمِّع المجسَّم المزوَّد بالقدرة ملخصة باختصار أدناه. هذه العملية لها ثلاث مراحل هامة:

- تصميم وصناعة الصورة المجسَّمة المولَّدة بالكمبيوتر (computer generated hologram (CGH)).
- إنتاج صورة مجسَّمة رئيسية.
- مضاعفة النُسَخ لعناصر المجِّمع المجسَّم.

الصورة المجسَّمة المولَّدة بالكمبيوتر وبصريات البِناء تقوم بتخليق صدر الموجة المعقَّدة المطلوبة لإنتاج الصورة المجسَّمة الرئيسية. وتسمح الصورة

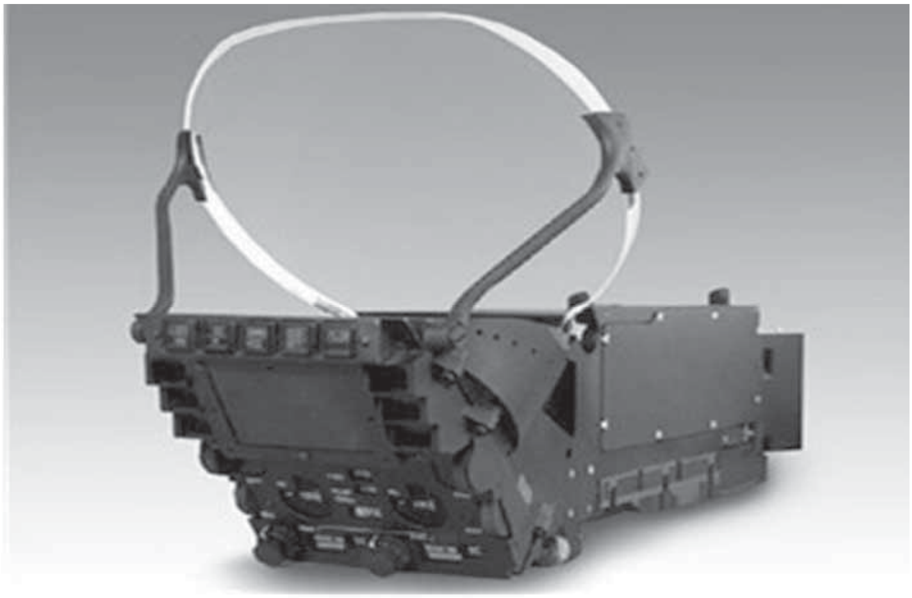
المجسَّمة المولَّدة بالكمبيوتر التحكُّم بقدرة محزوز الحيود على المُجمِّع، وبهذا تتيح تصحيح مستوى ما من التشوه البصري مما تؤدي إلى إنتاج منظومة عدسات مُرَحِّلة مبسطة.

يبدأ تصميم الصورة المجسَّمة المولَّدة بالكمبيوتر بأداء معيّن وتصميم مفصَّل لبصريات العدسة المُرَحِّلة. وهذا يُستخدَم لتحديد أداء المُجمِّع ومن ثم لتحديد أداء بصريات البِناء، والذي يقود في النهاية إلى مجموعة من صدر موجة كثيرة الحدود تحدد الصورة المجسَّمة المولَّدة بالكمبيوتر. العملية بأكملها تكرارية حتى يتحقق حل عملي لجميع المراحل. والصورة المجسَّمة المولَّدة بالكمبيوتر في الحقيقة هي محزوز حيود محفور في طبقة من الكروم على سطح ترسيب زجاجي بواسطة حزمة من الإلكترونات.

ويتم تخليق الصورة المجسَّمة الرئيسية باستخدام صدر موجة معقدة مسجَّلة على طبقة هلامية على سطح ترسيب زجاجي كروي، وتُستخدَم كقالب لإنتاج عناصر المُجمِّع.

وتَستخدِم عملية المضاعَفة تقنية التعريض المسحي حيث يتم المسح الشبكي لحزمة الليزر عبر سطح الترسيب المضاعِف الذي قد تم مطابقته دليليًا مع سطح الترسيب الرئيسي لإنتاج نُسخة تلامس للصورة المجسَّمة الرئيسية.

وتجدر الإشارة إلى أن تصميم الأنظمة البصرية المُجسَّمة هي عملية كمبيوترية مركَّزة عالية، ولا يمكن أن تتم بدون مجموعة شاملة جدًا من برمجيات التصميم البصرية. وتطوير برمجيات التصميم البصرية تطلَّب العديد من الأعوام والجهود البشرية، كما أن التصميم البصري المجسَّم هو إلى حد كبير مهمة للخبراء والمحترفين. والاتصال المتبادل الوثيق جدًا بفريق ومنشآت تصنيع البصريات المُجسَّمة أمر أساسي. يبيّن الشكل (18.2) صورة فوتوغرافية لشاشة رأس مرتفع مجسَّمة حديثة ذات مجمِّع واحد خارج المحور بمجمِّع مجسَّم مزوَّد بالقدرة.



الشكل (18.2): شاشة رأس مرتفع مجسَّمة ذات مجال رؤية واسعة مركَّبة في الطائرة Eurofighter Typhoon (بترخيص من BAE SYSTEMS).

وقد تم تركيز الاهتمام على ترتيب شاشة الرأس المرتفع ذات المجمِّع الواحد خارج المحور باستخدام الصور المجسَّمة المزوَّدة بالقدرة لأن هذا هو الترتيب الذي يجري تبنِّيه للطائرات القتالية الحديثة في الولايات المتحدة الأمريكية وأوروبا التي ستدخل الخدمة في مطلع عام 2000.

وتجدر الإشارة إلى أن هناك شاشات رأس مرتفع مجسَّمة ذات مجمِّع واحد خارج المحور في الخدمة في عدد من الطائرات القتالية المتواجدة إلا أن هذه الطائرات تستخدِم صوراً مجسَّمة بدون القدرة البصرية.

على أيّة حال، يجب أيضًا الإشارة إلى الترتيبات شبه المحورية باستخدام مجمِّع مُجسَّم متعدد العناصر. هذه الترتيبات تتفادى أخطاء الزيغ الكبيرة الموجودة في الترتيبات خارج المحور وتُمكِّن من تحقيق مجال رؤية واسعة (حوالى 30^{o} سمتي) بصندوق حركة رأس مقبول. وتستخدِم العناصر المجسَّمة صور انعكاس مجسَّمة بسيطة بدون القدرة البصرية. إلا أنها، على أيّة حال، تتطلب بنية داعمة

ضخمة جدًا لمُجمِّع العناصر الثلاثة الذي يمكن أن يعيق رؤية الطيار للعالم الخارجي في ظروف معيّنة. وبعض الترتيبات أيضًا تتضمن فقدًا إضافيًا صغيرًا في إنفاذ العالم الخارجي لأن العالم الخارجي يتم مشاهدته من خلال عنصرين مجسَّمين في المجمِّع.

إن الظهور المرتَّب النظيف للجيل التالي من ترتيبات المجمِّع الواحد خارج المحور التي تستغل الصور المُجسَّمة المزوَّدة بالقدرة مع خصائص الإنفاذ الممتازة يؤدي إلى تبنِّيها على نحو أكثر تفضيلاً عن الترتيبات شبه البصرية.

4.2.2 إلكترونيات شاشة الرأس المرتفع HUD electronics

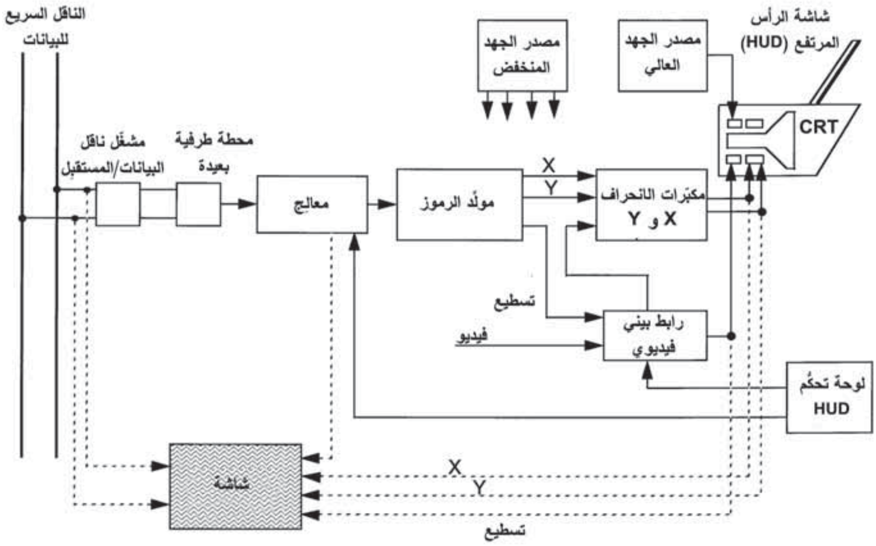
يبيّن الشكل (19.2) العناصر الفعّالة الأساسية للنظام الإلكتروني لشاشة رأس مرتفع حديثة. هذه الوحدات الثانوية الفعّالة يمكن تغليفها بحيث إن نظام شاشة الرأس المرتفع كاملاً يمكن احتواؤه في وحدة واحدة. هذا الترتيب للتغليف يشار إليه في بعض الأحيان باسم "شاشة الرأس المرتفع الذكية" (smart HUD). وبدلاً من ذلك، يمكن إعداد النظام كوحدتين، أيْ وحدة الشاشة ووحدة الإلكترونيات. وحدة الشاشة تتضمن المجموعة البصرية لشاشة الرأس المرتفع، وأنبوب أشعة الكاثود، وإلكترونيات الشاشة شاملاً مصادر قدرة الجهد العالي والجهد المنخفض. ووحدة الإلكترونيات تنجز مهام معالجة الشاشة، وتوليد الرموز، والربط البيني لأنظمة الطائرة.

وهناك أيضًا ترتيب ثالث للتغليف لجيل الطائرات الجديدة التي يتم تركيبها بأنظمة إلكترونيات طيران معيارية متكاملة. في مثل هذه الطائرات، الكروت/الزُجلات (modules) المعيارية التي تقوم بمعالجة شاشة الرأس المرتفع ومهام توليد الرموز سيتم تخزينها في رف في أحد خزَانات أنظمة إلكترونيات الطيران المتحكَّمة بيئيًا.

نقوم أدناه بوصف العناصر الفعّالة الأساسية لإلكترونيات شاشة الرأس المرتفع بإيجاز.

يقوم الرابط البيني للناقل السريع للبيانات (data bus interface) بفك شفرة البيانات الرقمية المتسلسلة من الناقل السريع لبيانات الطائرة (عادة ناقل البيانات MIL STD 1553B) للحصول على البيانات المناسبة من الأنظمة الثانوية للطائرة وإدخال هذه البيانات إلى معالِج الشاشة.

تشتمل البيانات المُدخلة على بيانات الرحلة الأساسية من نظام البيانات الجوية ونظام المِلاحة بالقصور الذاتي، مثل الارتفاع، والسرعة الجوية، والسرعة الرأسية، وزاوية الانحدار، وزاوية الميْل الجانبي، والاتجاه، وخط الطيران، ومتجه السرعة. والبيانات الأخرى تشتمل على إشارات إرشاد نظام الهبوط الآلي أو نظام الهبوط الميكروويفي، إدارة المخازن، وبيانات تصويب الأسلحة في حالة الطائرات القتالية، والإشارات المنفصلة مثل الأوامر، والتنبيهات، الخ.



الشكل (19.2): إلكترونيات شاشة الرأس المرتفع (HUD).

يقوم معالِج الشاشة بمعالجة هذه البيانات المُدخَلة لاشتقاق أشكال الشاشة المناسبة، ومنجزًا مهام مثل تحويل المحور، وتحويل المعامِلات، وإدارة الصيَغ. أضف إلى ذلك، يقوم المعالِج أيضًا بالتحكُّم في الوظائف التالية:

- الفحص الذاتي.
- تحكُّم السطوع (هام بصفة خاصة عند مستويات السطوع المنخفضة).
- تنفيذ تعاقُب النمط.
- المعايرة
- تحكُّم مصدر القدرة.

يقوم مولِّد الرموز بتنفيذ مهمة إنتاج الشكل الموجي للشاشة (رقميًا) لتمكين رموز الشاشة المناسبة (مثلاً خطوط، ودوائر، وأبجدية–رقمية، الخ) من كتابتها على شكل شَرْطات (stroke) على شاشة الرأس المرتفع لأنبوب أشعة الكاثود. وتتكوّن الرموز من قِطَع خط مستقيمة تصل بين النقاط المناسبة على سطح الشاشة في أسلوب مشابه لطريقة "صِل بين النقاط" في كتب الأطفال المصورة. والرموز الثابتة، مثل الأبجدية–الرقمية، والخطية المتقاطعة، والدوائر (بأحجام حسب الطلب) يتم تخزينها في ذاكرة مولِّد الرموز حسب الطلب. والتحويلات الضرورية من الرقمي إلى التناظري يتم تنفيذها في مولد الرموز الذي يقوم بإخراج الأشكال الموجية المناسبة لجهد الانحراف x و y التناظري "وتسطيع" الأشكال الموجية للتحكم بوحدة شاشة الرأس المرتفع لأنبوب أشعة الكاثود.

حزمة أنبوب أشعة الكاثود بهذا يتم صناعتها لتتبع مسار الرموز الخطية المرسومة، وهي المعالجة المعروفة باسم الكتابة على شكل شَرْطات أو الكتابة المتصلة (cursive writing).

وشاشات الكتابة المتصلة السريعة والبطيئة مطلوبة لأنماط التشغيل النهارية والليلية لشاشة الرأس المرتفع.

العمليات النهارية تحتاج إلى نظام كتابة متصلة بطيئة لإنتاج شاشة ساطعة بما فيه الكفاية، والذي يمكن رؤيته تجاه خلفية سحابة بيضاء بسطوع 30,000 Cd/m^2 (قنديلة/متر^2) عند مسافة (10,000 ft L).

والعمليات الليلية تتطلب رموزاً مماثلة المظهر للرموز النهارية لتتراكب على صورة الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء لشبكة خطوط المسح التلفزيونية المعروضة على شاشة الرأس المرتفع. ومظهر الرموز المولَّدة بواسطة شبكة خطوط المسح يمكن أن تختلف كثيرًا عن رموز الكتابة على شكل شَرْطات، ويرغب الطيارون مشاهدة رموز متماثلة ليلاً أو نهارًا. وتُستخدَم شاشة الكتابة "المتصلة السريعة" بهذا في عمليات النمط الليلي والتي بها تُرسَم الرموز المتصلة بسرعة عالية أثناء فترة ارتداد شبكة خطوط المسح. وتُكتَب الشاشة بحوالى عشر مرات سرعة شاشة الكتابة المتصلة البطيئة، وهذا يجعل مطالب هامة على عرض الحزمة (bandwidth) ومتطلبات القدرة لنظامٍ الانحراف. وبأخذ عدد صغير من الخطوط من أعلى وأسفل الصورة، عادة في حدود عشرين خطاً إجمالاً، فإن الرموز النهارية بأكملها يمكن تركيبها فوق الصورة التلفزيونية للاستخدام الليلي.

ونظرًا إلى سرعات الكتابة العالية، فإن سطوع شبكة خطوط المسح وشاشة الكتابة المتصلة السريعة كان في بادئ الأمر مناسبًا لاستخدام بيئة السطوع الليلي أو المنخفض. وعلى أيّة حال، فإن إدخال تحسينات على أنابيب أشعة الكاثود، وتطوير فوسفور أكثر فعالية مثل P53، والمجمِّعات الانتقائية ذات الطول الموجي الفعال قد سمحت بزيادة شبكة خطوط المسح والسطوع المتصل السريع إلى حوالى $3,000\ Cd/m^2$ (1,000 ft L) والذي هو قابل للاستخدام نهارًا.

المدى الواسع جدًا لمستويات سطوع الوسط المحيط والذي فيه يجب تشغيل النمط النهاري/الليلي لشاشة الرأس المرتفع جدير بالملاحظة. ومستويات سطوع شاشة أنبوب أشعة الكاثود تتفاوت ما بين $30,000\ Cd/m^2$ إلى $0.3\ Cd/m^2$، وهو مدى بنسبة 10^5 إلى 1.

وتحتوي وحدة الشاشة على جميع إلكترونيات شاشة الرأس المرتفع لأنبوب أشعة الكاثود بما في ذلك وحدات مصدر قدرة الجهد العالي والجهد المنخفض. الاصطفاف العالي وعرض الحزمة العالية لمكبِّرات الانحراف x و y مطلوبة للتوافق مع دِقَّة شاشة الرأس المرتفع ومتطلبات الكتابة المتصلة.

وإلكترونيات الربط البيني الفيديوي يتم دمجها في إلكترونيات الشاشة من أجل نمط شبكة خطوط المسح التلفزيونية.

وأنظمة شاشات الرأس المرتفع الحديثة تُستخدم كشاشات رئيسية لبيانات الرحلة الأساسية مثل الارتفاع، والسرعة الجوية، والوضع، والاتجاه، الخ. وتصبح شاشة الرأس المرتفع بهذا نظام سلامة حرِج عندما يطير الطيار متجهًا إلى الأعلى في الارتفاعات المنخفضة معتمدًا على شاشة الرأس المرتفع. وشاشات الرأس المرتفع الحديثة لكل من الطائرات العسكرية والمدنية يجري، بالتالي، تصميمها بحيث إن احتمال عرض المعلومات الخطرة أو المضلِّلة هي في حدود 1×10^{-9} أو أقل. والوحدة الواحدة من شاشة الرأس المرتفع القائمة بذاتها تجعل منها ترتيبًا نظاميًا مثاليًا لنظام سلامة حرِج. ويمكن توظيف تقنيات مراقبة المسار الأمامي والخلفي لضمان أن ما هو موجود على الشاشة هو في الحقيقة الأوامر التي تم إصدارها بواسطة نظام الطائرة. ومميزات المراقبة المُدمَجة في إلكترونيات شاشة الرأس المرتفع مبيّنة في الشكل (19.2).

5.2.2 مثال محلول على تصميم شاشة الرأس المرتفع وإنتاج العرض

Worked example on HUD design and display generation

نستعرض فيما يلي مثالاً محلولاً بسيطًا على المعامِلات النموذجية لشاشة الرأس المرتفع الانكسارية لتوضيح كيفية:

1- حساب مجالات الرؤية الكلية واللحظية بواسطة شاشة الرأس المرتفع لأنبوب أشعة الكاثود، وبصريات التسديد، وهندسة مقصورة الطيار.

2- إنتاج رموز شاشة الوضع لتكون متوافقة مع العالم الخارجي.

الهدف من هذا المثال هو لإعطاء معرفة هندسية من خلال اشتقاق القيم العددية الواقعية لتعزيز المحتوى الوصفي للأقسام السابقة.

لدينا البيانات التالية:

قطر شاشة HUD لأنبوب CRT (مقاس عبر واجهة الشاشة)50 mm (2 بوصة تقريبًا)

مجال الرؤية الكلية (TFOV) المطلوب 20^o

قطر عدسة التسديد 125 mm (5 بوصات تقريبًا)

مركَز عدسة التسديد من المُجمِّع الزجاجي 100 mm (4 بوصات تقريبًا)

(مقاس على طول محور العدسة)

موضع العدسة التصميمية للطيار من المُجمِّع الزجاجي 400 mm (16 بوصة تقريبًا)

(مقاس على طول خط بصر الطيار خلال مركز المُجمِّع)

افترض أن سِعات الشكل الموجي 100± وحدة لجهاز الانحراف x و y تُنتِج انحرافًا بالحجم الكامل لبقعة أنبوب أشعة الكاثود في كل من الاتجاهين الموجب والسالب على طول المحورين OX و OY (نقطة الأصل O تقع عند مركز الشاشة).

أسئلة

1- ما هو البعد البؤري المطلوب لعدسة التسديد؟

2- ما هو مجال الرؤية اللحظية (IFOV)؟

3- كم حركة رأس علوية، أو سفلية، أو جانبية يجب أن يعملها الطيار ليرى كامل مجال الرؤية الكلية (TFOV) البالغ 20^o؟

4- ما هي أقرب مسافة للمجمِّع، التي يجب أن يكون موضع عين الطيار عندها لمشاهدة مجال الرؤية الكلية؟

5- اشتق معادلات عرض خط الأفق بدلالة زاوية الانحدار θ، وزاوية الميْل الجانبي Φ، والزاوية θ_0 التي يكون فيها خط الأفق مقعرًا من مركز الشاشة في الطيران المستقيم والمستوي.

6- ما هي إحداثيات نقطتي النهاية لخط الأفق عندما تكون زاوية الانحدار -3^o وزاوية الميل الجانبي $+10^o$، مع العلم بأن خط الأفق يَشغل 50 في

المئة من مجال الرؤية السمتية، وأن خط الأفق مقعر بمقدار 4^{o} من مركز الشاشة في الطيران المستقيم والمستوي؟

7- ارسم شكلاً تخطيطيًا للشاشة، وبيّن متجه سرعة الطائرة الذي يميل بزاوية 4^{o} أسفل الخط الأفقي.

8- ارسم شكلاً تخطيطيًا للشكل الموجي المُخرَج من مولّد الرموز لإنتاج خط الأفق للقيم الواردة أعلاه.

حل السؤال (1): مجال الرؤية الكلية هو $\text{TFOV} = 2\tan^{-1} A/2F$ ، حيث A قطر الشاشة، و F البعد البؤري الفعلي لعدسة التسديد (ارجع إلى الشكل (7.2)(ب)).

وبهذا، لمجال الرؤية الكلية 20^{o} وقطر أنبوب أشعة الكاثود A بمقدار 50 mm، فإن البعد البؤري الفعلي المطلوب F يُعطى بالعلاقة:

$$F = \frac{50}{2\tan 10}$$

أي أن $F = 141.8$ mm.

حل السؤال (2): مجال الرؤية اللحظية هو $\text{IFOV} = 2\tan^{-1} D/2L$ ، حيث D قطر عدسة التسديد، وL بُعد الصورة التقديرية لعدسة التسديد من عيني الطيار (ارجع إلى الشكل (8.2)).

من البيانات المعطاة: $L = (100 + 400) = 500$ mm و $D = 125$ mm.

وبهذا، فإن $\text{IFOV} = 2\tan^{-1} 125/2\times 500 \text{ rads} = 14.25^{\circ}$.

حل السؤال (3): لمشاهدة مجال الرؤية الكلية 20^{o}، فإن حركة الرأس العلوية، أو السفلية، أو الجانبية للطيار تعطى بالعلاقة:

$$500\tan\left(\frac{20^{o} - 14.25^{o}}{2}\right)$$

أيْ 25 mm (1 بوصة تقريبًا).

حل السؤال (4): لمشاهدة مجال الرؤية الكلية 20^o، فإن موضع عين الطيار يجب تقريبها نحو المُجمِّع بمسافة Z تعطى بالعلاقة التالية:

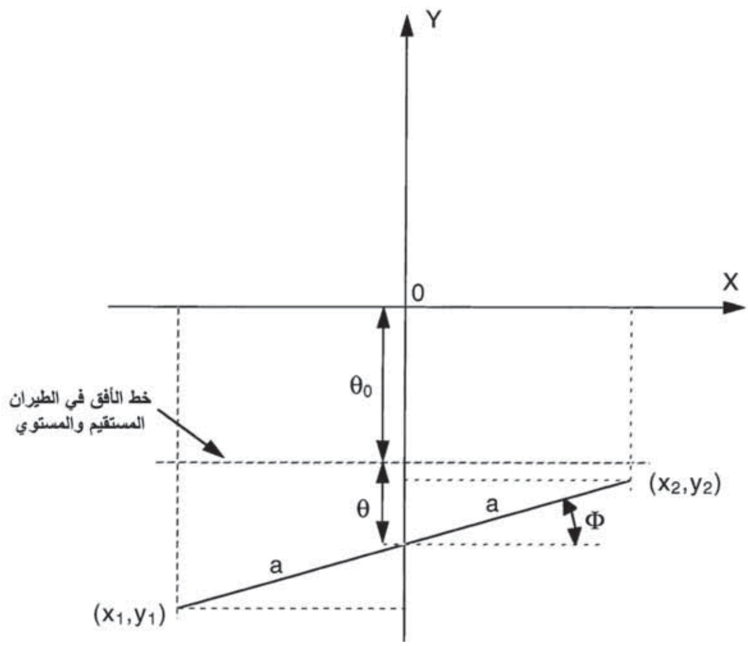
$$\frac{125}{2(500-Z)} = \tan 10$$

ومنها فإن $Z = 145$ mm (5.7 بوصة تقريبًا).

حل السؤال (5): بالرجوع إلى الشكل (20.2)، فإن الإحداثيات (x_1, y_1) و (x_2, y_2) لنقطتي نهاية خط الأفق بطول $2a$، الذي يتقعر في الطيران المستقيم والمستوي بمقدار θ_0 من مركز الشاشة، تعطى بالعلاقات التالية:

$$\begin{cases} x_1 = -a\cos\Phi \\ y_1 = -(\theta_0 + \theta + a\sin\Phi) \end{cases}$$

$$\begin{cases} x_2 = a\cos\Phi \\ y_2 = -(\theta_0 + \theta - a\sin\Phi) \end{cases}$$



الشكل (20.2): خط الأفق.

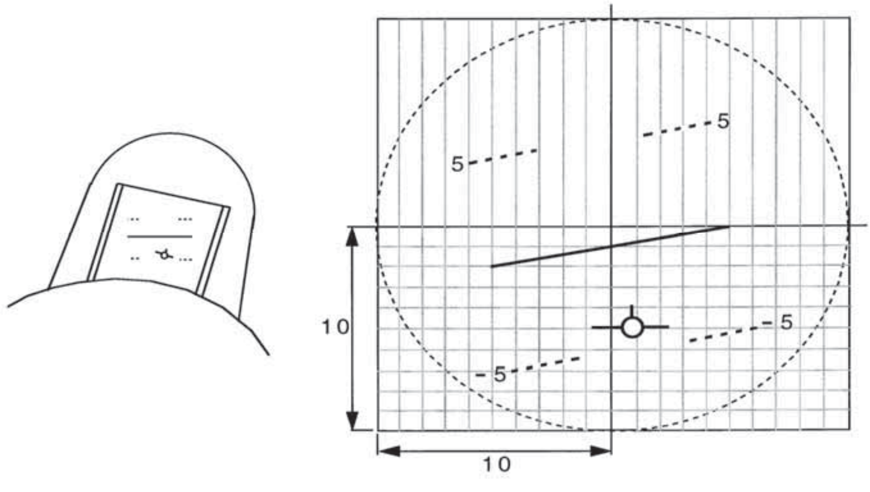
حل السؤالين (6) و (7): مُعطى أن $\theta_0 = 4^o$، و $\theta = -3^o$، و $\Phi = 10^o$.
و $2a = 0.5 \times$ مجال الرؤية السمتية. وبالتالي فإن $a = 5^o$.

ومنها فإن:

$$\begin{cases} x_1 = -5\cos 10 = -4.92 \\ y_1 = -[4 + (-3) + 5\sin 10] = -18.7 \end{cases}$$

$$\begin{cases} x_2 = 5\cos 10 = 4.92 \\ y_2 = -[4 + (-3) - 5\sin 10] = -0.13 \end{cases}$$

وبهذا، فإن إحداثيات نقطتي نهاية خط الأفق هي (1.87− ,4.92−) و (4.92, 0.13−). هذه الشاشة مبيّنة في الشكل (21.2).

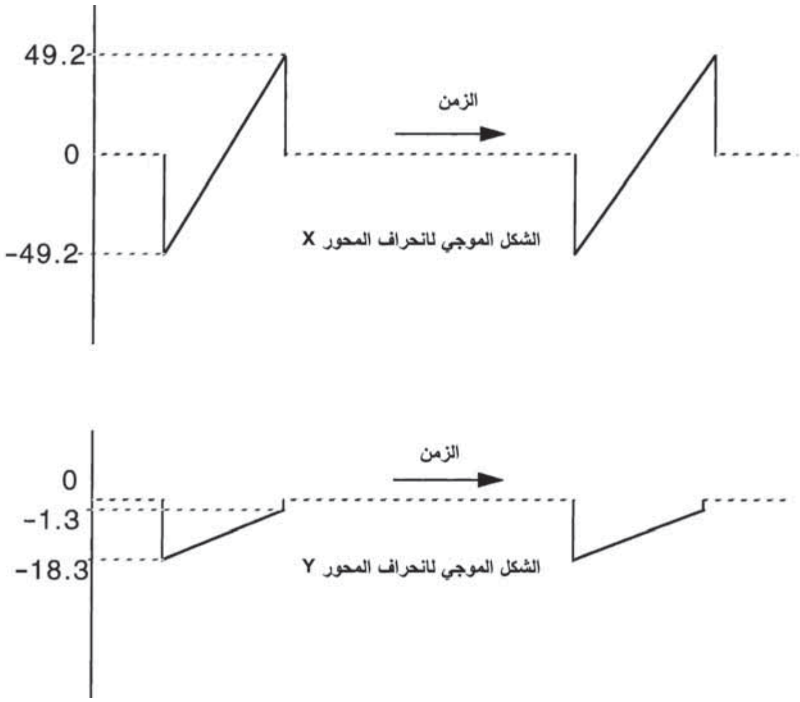


الشكل (21.2): عرض لشاشة الرأس المرتفع لخط الأفق ومتجه السرعة.

حل السؤال (8): الأشكال الموجية لانحراف المحورين X و Y مبيّنة في الشكل (22.2).

ينتج الانحراف بالحجم الكامل لبقعة أنبوب أشعة الكاثود عندما يتم تزويد مكبِّرات الانحراف X و Y بإشارات مقدارها 100± وحدة من مولِّد الرموز.

وبهذا، لرسم خط الأفق للقيم المعطاة، فإن الشكل الموجي لانحراف المحور X هو انحدار من 49.2− وحدة إلى 49.2+ وحدة، والشكل الموجي لانحراف المحور Y هو انحدار من 18.7− وحدة إلى 1.3− وحدة.



الشكل (22.2): الأشكال الموجية لانحراف المحورين X وY.

6.2.2 شاشات الرأس المرتفع للطائرات المدنية Civil aircraft HUDs

لقد ذكرنا سابقًا في هذا الفصل تطبيقات شاشات الرأس المرتفع في الطائرات المدنية. هذا القسم يشرح إمكانيتها وأهميتها بتفصيل أكبر، ويغطي التقدم المشهود في إنتاج أنظمة حيوية لتشغيل الطائرات المدنية.

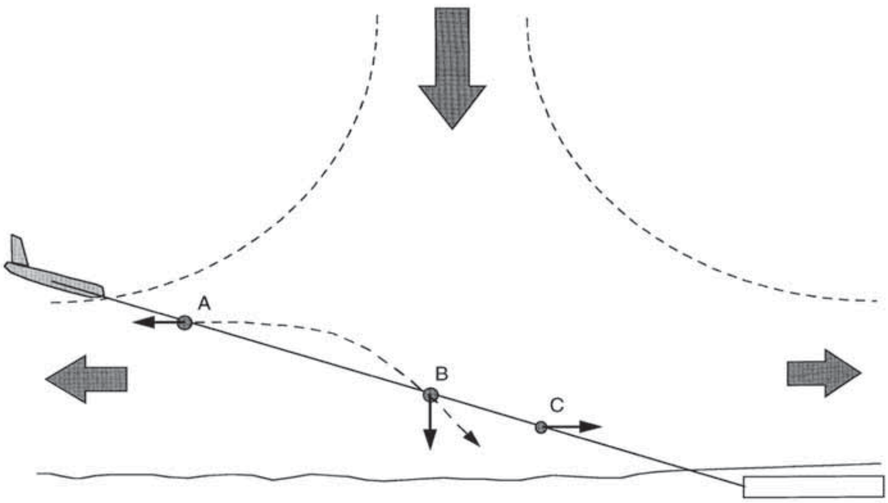
إن استخدام شاشة الرأس المرتفع من قِبَل العاملين في الطيران المدني لا يزال ممارسة حديثة نسبيًا، وقد قُدِّر في عام 2000 بأن هناك حوالى 500 تنصيبًا لشاشة الرأس المرتفع في الخدمة الإيرادية حول العالم. وهذا مقارنة بما يزيد على 10,000 شاشة رأس مرتفع عسكرية حول العالم. ومستقبل شاشات الرأس المرتفع

المدنية تبدو جيدة، مع ذلك، والعدد متزايد. والسوق المحتملة على مدى العقد التالي يقدَّر بأن يكون في حدود 40,000 نظام.

المميزات الأساسية لشاشة الرأس المرتفع في الطائرات المدنية هي:

1- السلامة المتزايدة من خلال تقديم وعي وضعي أفضل للطيار للتحكم بالطائرة بواسطة عرض تقديمي للرأس المرتفع لرموز معلومات الرحلة الأساسية بحيث تكون متوافقة مع مشهد العالم الخارجي.

مشاكل ظروف "قصُّ الريح" القاسية وردت سابقًا في مقدمة هذا الفصل. يبيّن الشكل (23.2) كيف تنشأ "قصُّ الريح" والمشاكل التي تخلقها. وقد قُتِل ما يزيد على 700 راكب في الولايات المتحدة الأمريكية وحدها في حوادث في السنوات الأخيرة بسبب "قصُّ الريح".



الشكل (23.2): قصُّ الريح.

هذا الشكل يبيّن سيناريو قصُّ الريح القاتل الأبسط والأكثر شيوعًا. تدخل الطائرة إلى تيار هوائي هابط (down-draught) عند A ويعاني الطيار رياحاً أمامية متزايدة بحدة. تزداد السرعة الجوية المبيَّنة والرَّفع الزائد يؤدي إلى صعود الطائرة فوق الانحدار الأسِّي، وبذلك يقوم الطيار بخفض القدرة ليستعيد الوصول. وفجأة، عند B، تختفي الرياح الأمامية، وبشكل أسوأ تكون الطائرة في تيار هوائي هابط كثيف. وباستمرار الحالة الأسوأ، عند C تؤدي ذيل الرياح المتزايدة بحدة إلى خفض أكبر لاحتمالية التحسن.

وشاشة الرأس المرتفع يمكن أيضًا أن تقدم عرضًا لمُوَجِّه خط الطيران الذي يبحث عن أثر قصّ الريح من معلومية متجه سرعة الطائرة، والسرعة الجوية، والارتفاع، والسلوك الديناميكي الهوائي.

وشاشة الرأس المرتفع يمكن أيضًا أن تزيد من السلامة أثناء مناورات التضاريس، أو مناورات تفادي الحركة الجوية.

أنظمة الإنذار بالاقتراب من الأرض (GPWS) هي أنظمة خاصة قيّمة جدًا لتفادي التضاريس، كما أن أنظمة الإنذار بالاقتراب من الأرض المعزَّزَة ستوسع هذه الحماية على نحو أكبر. وفي الظروف، على أيّة حال، أثناء مناورة الهروب من التضاريس حيث تكون التضاريس مرئية، فإن متجه خط الطيران (flight path vector (FPV)) المعروض على شاشة الرأس المرتفع يقدِّم عرضًا واضحًا على ما إذا سيتم فقْدُ التضاريس أم لا. وإذا تراكَب متجه خط الطيران على التضاريس القادمة فإن الطائرة ستصطدم بها، وفي هذه الحالة يجب أن يقرر الطاقم على اتخاذ إجراء آخر بدلاً من «الانتظار» لرؤية ما سيحدث.

وأنظمة تفادي تصادم الحركة الجوية (TCAS) تقدِّم تضارب الحركة الجوية وإرشاد الهروب وهي ذات فائدة كبيرة في منع التصادمات الجوية. والإرشاد، على أيّة حال، يتم تقديمه والرأس منخفض بحيث يناور الطيار على الأجهزة، بينما يحاول أن يكتسب تضارب الحركة مرئيًا. وتتيح شاشة الرأس المرتفع مناورة الهروب والبحث عن حركة جوية ليتم إنجازها والرأس مرتفع.

تحسينات السلامة خلال كل مرحلة من الطيران النموذجي تم توقعها في دراسة نُشِرت بواسطة مؤسسة سلامة الطيران (Flight Safety Foundation) (انظر القراءات الإضافية). واستنتجت الدراسة أن شاشة الرأس المرتفع على الأرجح كان لها تأثير إيجابي في نتائج 30 في المئة من حوادث النقل القاتلة بالطائرات النفاثة الموثَّقة للفترة من عام 1958 إلى 1989.

2- قدرة كسْب الإيرادات المتزايدة عن طريق توسيع العمليات في الحدود الأدنى للطقس الأقل انخفاضًا. تُستخدَم شاشة الرأس المرتفع لمراقبة نظام الهبوط الآلي ولتمكين الطيار من السيطرة على الطائرات التي لم تُجهَّز بكامل الفئة III (Category III) من معايير الهبوط الآلي (معايير الهبوط الآلي تم تغطيتها في الفصل الثامن).

3- استخدام شاشة الرأس المرتفع كجزء من نظام الرؤية المُحسَّنة لتمكين العمليات في الحدود الأدنى للطقس الأقل انخفاضًا في المطارات التي لم تُجهَّز بمُعِينات الهبوط الآلي (ILS/MLS). على سبيل المثال، عدد تجهيزات النوع II (Type II) والنوع III (Type III) في الولايات المتحدة محدود جدًا – عادة أقل من 70. قدرة كسْب الإيرادات لأنظمة الرؤية المحسَّنة بالتالي كبيرة جدًا. وكما هو مشروح سابقًا، تعرض شاشات الرأس المرتفع صورة فيديوية للعالم الحقيقي أمام الطائرة مشتقة من مُستشعِر الرادار الميلليمتري ومُستشعِر الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء المُركَّب في الطائرة مع معلومات الرحلة الأساسية المتراكَبة ومعامِلات خط الطيران.

4- استخدام شاشة الرأس المرتفع لعرض الإرشاد الأرضي للمَدْرَج الجانبي يجري البحث فيه بفعالية، ويُعتبَر توسعًا مُحتمَلاً لأدوار شاشات الرأس المرتفع. الإرشاد الأرضي للمَدْرَج الجانبي يمكن تقديمه بواسطة النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي التفاضلي.

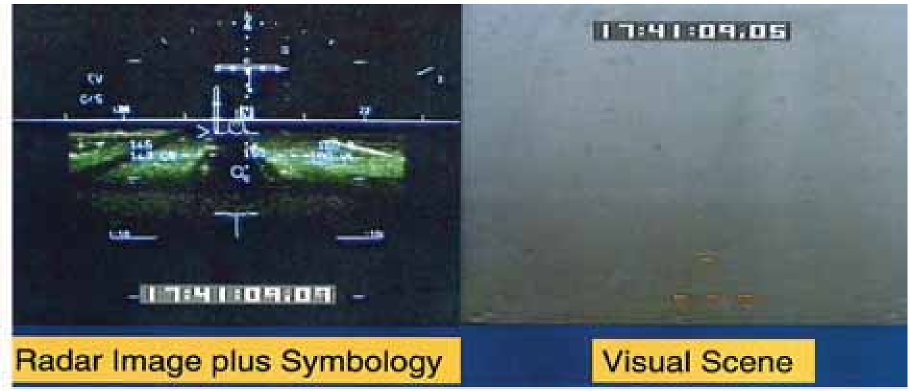
وأُجرِيَت تجارب مشجعة جدًا في الولايات المتحدة بواسطة جمعية الطيران الاتحادية (FAA) في عام 1992. نظام الرؤية المحسَّنة استَخدَم رادارًا ميلليمتريًا يعمل عند 35 GHz مع 3 إلى 5 مُستشعِرات دقيقة تقوم بالتصوير بالأشعة تحت الحمراء (انظر القراءات الإضافية). مُستشعِر الأشعة تحت الحمراء قدَّم معلومات مصورة مفيدة في الظروف الضبابية والرطوبة العالية عند مدى تجاوز كثيرًا مدى

عيني الطيار. ومع ذلك، بالتدرُّج خلال الظروف الضبابية والسحب فإن المدى لم يكن أفضل من السحب المرئية بواسطة العين. والمُستشعِر الراداري 35 GHz، على أيّ حال، كان قادرًا على العمل بنجاح تحت جميع أحوال الطقس، وأتاح إنتاج صورة اصطناعية لمَدْرَج المطار من الصورة الرادارية المعالَجة عند مدى 2 إلى 2.5 ميل. وكان الطيارون قادرين على تحديد المَدْرَج الذي ينوون الهبوط إليه عند مدى 1.7 ميل تقريبًا. كما كانوا قادرين بشكل روتيني على الطيران إلى الحدود الدنيا للفئة IIIa (ارتفاع الحسم 50 قدمًا/ومدى رؤية المَدْرَج 700 قدمًا) باستخدام شاشة الرأس المرتفع لصورة المَدرَج المولَّدة بواسطة الرادار ورموز الرحلة الأساسية المتراكَبة كوسيلة وحيدة لتنفيذ الفكرة المنشورة. وعرض متجه سرعة الطائرة على شاشة الرأس المرتفع وُجِد بأنه مساعد بشكل خاص خلال تنفيذ الفكرة، عندما استُخدِم بالاشتراك مع صورة العالم الخارجي، كما أتاح عملية التحكم بخط طيران الطائرة بأن تدار بدقة.

وطيارو التقييم أفادوا بتقييم كوبر–هاربر (Cooper-Harper) بمقدار 3 (وهو تقييم مُرضٍ بدون تحسينات وبدون التعويض عن الحد الأدنى المطلوب بواسطة الطيار للأداء المرغوب).

وتم أيضًا تقييم الرادار 95 GHz بنفس النتائج الناجحة، وكانت الدِّقة أفضل، على أيّة حال، من الرادار 35 GHz بسبب الطول الموجي الأقصر.

والتطوير الفاعل لكل من الرادار وأنظمة استشعار الرؤية تحت الحمراء المُحسَّنة متواصل، كما أن إدخالها في الخدمة الفعلية المدنية متوقع في العقد القادم. يبيّن الشكل (24.2) فعالية الرؤية المحسَّنة لشاشة الرأس المرتفع مع الرموز المتراكَبة لمعلومات الرحلة الأساسية.



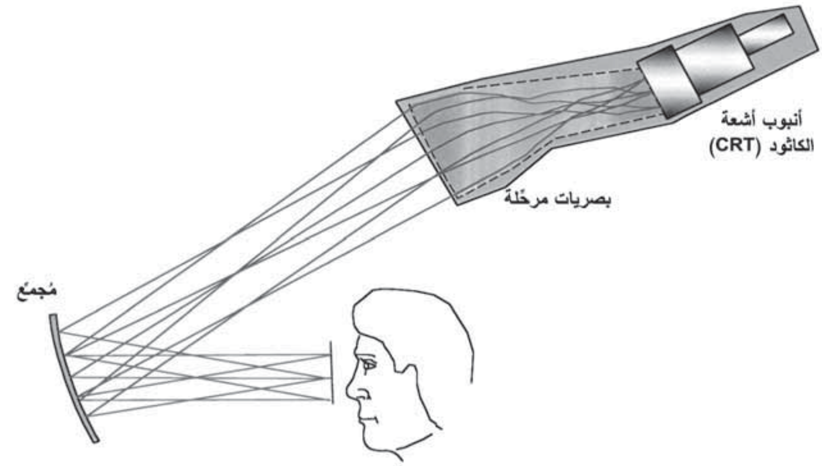
الشكل (24.2): فعالية الرؤية المحسّنة لعرض شاشة الرأس المرتفع (بترخيص من BAE SYSTEMS).

الهبوط في الأحوال الدنيا للفئة **III** في محطة بوينت موغو (Point Mugu) الجوية البحرية بكاليفورنيا، الولايات المتحدة الأمريكية. وتبيّن الصورة الأحوال عند ارتفاع 150 قدماً والرؤية المحسّنة لشاشة الرأس المرتفع. (**ملاحظة:** محطة بوينت موغو لها فقط منشآت الفئة **I**).

وتركيب شاشة الرأس المرتفع المُثبَّتة على الرأس عملي في الطائرات المدنية وهو الترتيب المُتبنَّى عادة (على الرغم من أن شاشات الرأس المرتفع ذات حاجب للسطوع هي العملية، وهناك بالكاد مساحة لتحسين مثل هذه الأنظمة). يبيّن الشكل (3.2) تركيبًا لشاشة رأس مرتفع مدنية حديثة. وعناصر شاشة الرأس المرتفع يتم وضعها بدقة في صفيحة تثبيت صلبة توفر الاستقرار الميكانيكي/البصري الضروري، ويمكن طي المُجمِّع وإعاده عندما لا يتم الاحتياج إليه. ومجال الرؤية هو 30 درجة في 25 درجة.

الترتيب البصري لشاشة الرأس المرتفع مبيّن في الشكل (25.2). المُجمِّع الكروي الرقيق يضم طَلْية روجيت للعازل الكهربائي (أُشير إليه سابقًا). هذه الطَّلْيات العالية الكفاءة ذات الطول الموجي الانتقائي صلبة جدًا ولا تتأثر بالظروف الجوية وتسمح للمُجمِّع الرقيق نسبيًا بأن يتحقق، بدلاً من الشطيرة السميكة الضرورية بالمجمِّعات التي تستغل الصور المُجسَّمة المستَنَدة بيولوجيًا. وكتلة المُجمِّع تُخفَّض كثيرًا، التي بالتالي تعمل على خفض البنية الميكانيكية المطلوبة

لدعمها بصلابة كافية لكل من التشغيل العادي وفي تفادي جَرح الرأس أثناء حالات الاصطدام. ويجب ملاحظة أن المُجمِّع الكروي الرقيق لا يؤدي إلى أيّ تشوهات بصرية للعالم الخارجي. وكما هو مذكور سابقًا، فإن قيم النفاذية والانعكاسية لطلْية روجيت مساوية للطَّلْيات المجسَّمة (الهولوغرافية). والزاوية خارج المحور للمُجمِّع هي حوالى 17^o، وهي أصغر بكثير للتركيب فوق الرأس من تلك لمقصورة الطيار العسكرية (ارجع إلى الشكل (12.2)) التي تبلغ عادة حوالى 30^o. وتصحيح خارج المحور يمكن إجراؤه بسلسلة من العدسات المُرَحِّلة التقليدية، والقدرة البصرية التي يمكن توفيرها بواسطة الطَّلْية المُجسَّمة لا يتم الاحتياج إليها.



الشكل (25.2): الترتيب البصري لشاشة رأس مرتفع مدنية (بترخيص من BAE SYSTEMS).

تشتمل شاشة الرأس المرتفع على إلكترونيات تراقب أداء كلٍّ من المسار الأمامي والعكسي (كما هو مشروح سابقًا) بحيث إن سلامة النظام، المحدَّدة من حيث عرض المعلومات المضلِّلة والخطرة للطيار، تساوي تلك لشاشات الرأس المنخفض التقليدية 10^{-9}.

إن إرشاد الهبوط الأعمى يمكن اشتقاقه من نظام الهبوط الآلي وتحسينه عن طريق مزج المعلومات الموضعية المشتقة من بيانات النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي (GPS) باستخدام خوارزميات مناسبة. ومعلومات الإرشاد هذه يمكن

رسمها بالكتابة المتصلة (cursively) على شاشة الرأس المرتفع مع معلومات الرحلة الأساسية باستخدام رموز مناسبة. ومثل هذا النظام يُعرف باسم "الرؤية الاصطناعية" (synthetic vision) كتمييز عن الرؤية المحسَّنة (enhanced vision). وهذا النظام الأخير يستخدِم الرادار أو أنظمة المسح بالأشعة تحت الحمراء، كما هو مشروح، ويتم رسم الصورة بنمط شبكة خطوط المسح (مع تراكُب الرموز المكتوبة على شكل شَرْطات).

والهبوط الأعمى تمامًا (الفئة IIIa وأخيرًا الفئة IIIb) يمكن تنفيذه بشاشة رأس مرتفع تقوم بعرض أيقونات إرشاد الرؤية الاصطناعية (ومعلومات الرحلة الأساسية) شريطة توفر السلامة المطلوبة. ويمكن تحقيق هذا بإضافة وسيلة مراقَبَة ثانية قد تكون إما قناة ثانية لشاشة الرأس المرتفع أو، بشكل أكثر واقعية، إضافة طيار آلي سلبي الفشل (fail-passive autopilot). والتجميع المؤلَّف من شاشة الرأس المرتفع وطيار آلي سلبي الفشل يقدِّم حلاً مربحًا لتوسيع عملية الرؤية الضعيفة للعديد من طائرات فئة النقل الجوي.

3.2 الشاشات المركَّبة في الخوذة Helmet mounted displays

1.3.2 المقدمة Introduction

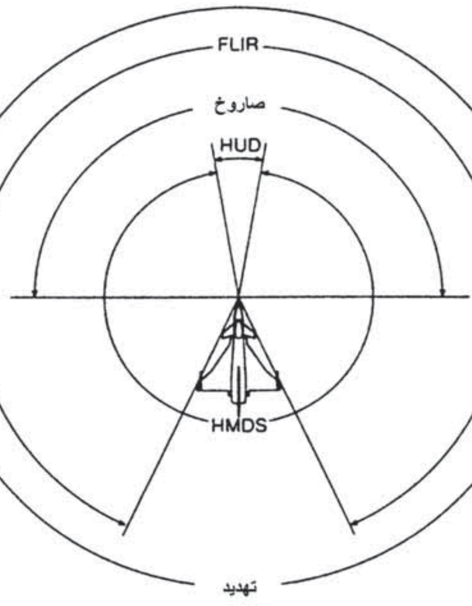
مميزات العرض المرئي للرأس المرتفع لمعلومات الرحلة وبيانات المهمة بواسطة شاشة التسديد قد شُرِحت في القسم السابق. وشاشة الرأس المرتفع، على أيّة حال، تقوم فقط بعرض المعلومات في مجال الرؤية الأمامية للطيار، التي حتى مع مجال الرؤية الواسعة لشاشة الرأس المرتفع المُجسَّمة محدودة إلى حوالى 30^o في السمت و20^o إلى 25^o في العلو. الزيادات الكبيرة في مجال الرؤية هذه ليست عملية بسبب قيود هندسة مقصورة الطيار.

ويحتاج الطيار إلى معلومات مرئية مرتفعة الرأس عندما ينظر في أيّ اتجاه، وهذا المتطلب يمكن تلبيته فقط بالشاشة المركَّبة في الخوذة (helmet mounted display (HMD)).

يبيّن الشكل (26.2) مقارنة بين مجالي الرؤية لشاشة الرأس المرتفع والشاشة المركَّبة في الخوذة.

في أبسط صورة لها، الشاشة المركَّبة في الخوذة يمكن أن تشتمل على نظام مشاهدة بسيط مركَّب في الخوذة يقوم بعرض صليب أو دائرة تصويب مُسدَّدة وبعض المعلومات الأبجدية–الرقمية البسيطة، مع مجال رؤية نموذجية في حدود 5^{o}. ويُستخدَم عادة ترتيبًا لمصفوفة من الدايودات الباعثة للضوء (LED) القابلة للتوجيه كمصدَر للعرض، مما يحقق وزنًا خفيفًا جدًا ومصَغَّرًا للشاشة المركَّبة في الخوذة. ونظام المشاهدة المركَّب في الخوذة يتيح الهجوم على الأهداف بزوايا خارج ثقب الإبصار (off-boresight) كبيرة، كما سيتم شرحه.

(يجب ملاحظة أن مصطلح "ثقب الإبصار" (boresight) يُستخدَم لوصف الاتجاه الذي يشير إليه المحور الأمامي والخلفي للطائرة، ويستند إلى المشاهدة المناظِرة خلال ثقب ماسورة بندقية مثبَّتة على محور إسناد الطائرة).



الشكل (26.2): مقارنة بين مجالي شاشة الرأس المرتفع والشاشة المركَّبة في الخوذة.

وفي أعقَد صورة لها فإن الشاشة المركَّبة في الخوذة يمكن أن تقدم، في الواقع، "شاشة رأس مرتفع على الخوذة". وهذه يمكن أن تقدم عرضًا للمعلومات كلها للطيار التي يتم عرضها عادة على شاشة الرأس المرتفع، ولكن مع مقدرة الطيار بأن ينظر في أيّ اتجاه (معلومات الوضع يشار إليها بخط بصر الطيار). ويمكن للشاشة المركَّبة في الخوذة أيضًا أن تمتلك مجال رؤية أوسع يتراوح ما بين 35^{o} إلى 40^{o} لتطبيقات الطائرة القتالية إلى 50^{o} لتطبيقات الهليكوبتر. ومن الجدير معرفة أن مجال الرؤية يتحرك مع الرأس، خلافًا لشاشة الرأس المرتفع، وأن مجال الرؤية الأكبر يعمل على خفض الحركة الماسحة للرأس في الشاشة المركَّبة في الخوذة. كما أنه لا يزال مفيد جدًا، مع ذلك، للسماح للمعلومات المحيطة بالدخول إلى العينين، بحيث إن مجال الرؤية ليست فقط لتلك للأجهزة البصرية.

والشاشة المركَّبة في الخوذة تتيح أيضًا تحقيق نظام مشاهدة فاعل جدًا للرؤية الليلية/الضعيفة من خلال عرض الصورة التلفزيونية من وحدة استشعار جيمبالية تعمل بالأشعة تحت الحمراء يتم ربطها كتابع لتتبُّع خط بصر الطيار. وخط بصر الطيار بالنسبة إلى هيكل الطائرة يتم قياسه بواسطة نظام استشعار موضع الرأس. وهذه الخوذة يمكن أيضًا أن تشتمل على أجهزة تركيز الصورة مع مَخْرَج فيديوي لتوفير نظام مشاهدة متكامل.

2.3.2 عوامل تصميم الخوذة Helmet design factors

من المهم معرفة الوظائف الرئيسية للخوذة التقليدية لطاقم الطائرة لأنه من الضروري أن لا تقلل عملية دمج نظام الشاشة المركَّبة في الخوذة بالخوذة من قدر هذه الوظائف مهما كان. هذه الوظائف الأساسية هي:

1- لحماية رأس وعيني الطيار من التضرر عند القذف بسرعات جوية عالية. على سبيل المثال، مقدِّم الخوذة (visor) يجب أن يظل مقفلاً بإحكام في الوضع السفلي عند التعرض لضغط الانفجار الذي يتم معاناته عند

السرعات الجوية المبيَّنة 650 عقدة. والخوذة يجب أيضًا أن تعمل كخوذة ارتطام وتحمي رأس الطيار قدر الإمكان عند الهبوط الارتطامي.

2- للربط البيني مع قناع الأوكسجين المتصل بالخوذة. وتستخدم الطائرات القتالية نظام تنفُّس خاص مكيَّف الضغط للمناورات عالية التسارع g.

3- لتزويد الطيار بالربط البيني السمعي والكلامي مع أجهزة الاتصالات الراديوية. تشتمل الخوذة على زوج من سماعات الرأس التي يتم اشتراكها مع مخارج قناة الاتصالات المناسبة المختارة بواسطة الطيار. كما يتم أيضًا تصميم الخوذة والأذنيّة بصورة دقيقة لتوهين الضجيج الصوتي الخلفي لمقصورة الطيار قدر الإمكان. ويتم توفير الربط البيني الكلامي بواسطة ميكروفون حَلْقي مُدمَج في قناع الأوكسجين.

4- بالإضافة إلى مقدِّم الخوذة الشفاف، يجب أن تشتمل الخوذة أيضًا على واقٍ قاتم لتوهين السطوع من ضوء الشمس المشرق.

5- يجب على الخوذة أيضًا أن تكون متوافقة مع ملابس الوقاية من الأضرار النووية، والبيولوجية، والكيميائية (nuclear-biological-chemical (NBC)) وتُمكِّن من ارتداء الأقنعة النووية، والبيولوجية، والكيميائية.

وأيّ طَلْية على مقدِّم الخوذة، عندما تُستخدَم لإسقاط الشاشة، يجب أن لا تخفِّض مسافة "تالّي–هو" (Tally-ho)، أيْ المسافة التي يمكن عندها رؤية الهدف أولاً. وتأثيرات التلوين الناتجة من الطَّلْيات أيضًا غير مقبولة من قِبَل الطيارين وتُفضّل الطَّلْيات المتعادلة الكثافة.

كما أن النظام البصري يجب أن لا يُنتِج أيّ خطوط مشاهدة مرئية، على سبيل المثال، إذا تاخم نصفي النظام ثنائي العينيَّة (binocular) على بعضهما البعض. وهذا هو لإزالة إمكانية أن يكون خط المشاهدة هذا (حتى وإن كان عموديًا) مخطئًا للأفق أثناء المناورات الشديدة.

ودمج الشاشة المركَّبة في الخوذة بالخوذة يجب بهذا أن يأخذ في الاعتبار متطلبات أجهزة الاتصالات والتنفس، والوقاية، ومظاهر الارتياح والتبريد، بالإضافة إلى الأداء المرئي للشاشة.

الجيل الأول من الشاشات المركَّبة في الخوذة كانت تستند إلى تعديل والربط بمسمار لولبي للمنظومة البصرية للشاشة المركَّبة في الخوذة، ومصدر العرض، والإلكترونيات المصاحبة لخوذة طاقم الطائرة المتوفرة. وهذا يمكن أن يؤدي إلى قليل من "العمل بشكل سيئ" (bodge) كما أن الوزن الكلي للخوذة يمكن أن يكون عاليًا.

والجيل الثاني الحديث جدًا من الشاشات المركَّبة في الخوذة مُدمَج تمامًا مع تصميم الخوذة بدءًا من "صفحة الورقة الصافية" ومُحسَّن ليلبي جميع المتطلبات الواردة أعلاه للحصول على أدنى وزن إجمالي. والكتلة الموحَّدة للخوذة المُدمَجة والشاشة المركَّبة في الخوذة يجب أن تكون أقل ما يمكن لخفض الإجهاد على عضلات رقبة الطيار أثناء المناورات. والخوَذ التقليدية الحديثة لطاقم الطائرة تزن حوالى 1 kg (2.2 باوند) بحيث إن الوزن الذي يعانيه الطيار على رأسه خلال دوران 9g يساوي 9 kg (20 باوند تقريبًا)، وهذا مقبول تمامًا. والوزن النموذجي للخوذة المُدمَجة التي تشتمل على شاشة مركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة هو حوالى 1.7 إلى 2.5 kg (3.8 إلى 5.5 تقريبًا). وهذا يتحدد بواسطة التقنية الحالية والوزن الأقل المنشود. ومركز ثِقَل الخوذة يجب أن يكون على استقامة مع نقطة دوران الرأس على العمود الفقري بحيث يكون هناك أدنى عزوم اختلال توازن مبذولة على عضلات الرقبة.

وعزم القصور الذاتي لنظام الخوذة المُدمَج حول محوري الانعراج والانحدار للرأس يجب أن يكون أقل ما يمكن. وهذا للتقليل من عزوم دوران القصور الذاتي التي يعانيها الطيار بسبب العجلة الزاويّة (والتباطؤ (deceleration)) للرأس والخوذة أثناء المسح عن التهديدات من الخلف أو من الأعلى. ويمكن أن تحدث سرعات قصوى لحركة الرأس بمعدل 30^{o} لكل ثانية في الطائرات القتالية.

ويجب أن تنطبق الخوذة بإحكام على رأس الطيار دون حركة بحيث تكون الشاشة مرئية في جميع الظروف، وخط بصر الطيار يمكن استنتاجه من قياس وضع الرأس مع نظام تتبُّع الرأس.

والنظام البصري للشاشة المركَّبة في الخوذة يجب تثبيتها بإحكام إلى الخوذة بأدوات ضبط ميكانيكية مناسبة لتتكيف مع التغييرات الفيزيائية ضمن التجمع العام للطيار (المسافة بين العينيَّة وارتياح العين). يجب أن يكون هناك على الأقل وضوح 25 mm (بوصة واحدة)، أو "ارتياح العين" (eye relief)، بين أقرب سطح بصري والعين.

والشاشة تكون مرئية كاملاً فقط عندما تكون العينان ضمن دائرة بقطر معيّن تعرَف باسم قطر بؤبؤ المَخرَج (exit pupil diameter)، ومركز البؤبؤ يقع عند موضع العين التصميمية. وقطر بؤبؤ المَخرَج يجب أن يكون على الأقل 12 mm (0.5 بوصة تقريبًا). وتجدر الإشارة إلى أن الخوذة ستكون مضغوطة على رأس الطيار أثناء المناورات عالية التسارع g لأن بطانة الخوذة مرنة، وبالتالي الاحتياج إلى مَخرَج بؤبؤ معقول، بحيث يظل الطيار متمكنًا من النظر إلى الشاشة.

3.3.2 أنظمة المشاهدة المركَّبة في الخوذة Helmet mounted sights

نظام المشاهدة المركَّب في الخوذة ((helmet mounted sight (HMS)) بالاشتراك مع نظام تتبُّع الرأس تقدِّم وسيلة فاعلة للطيار لتحديد الهدف. يقوم الطيار بتحريك رأسه للنظر والتصويب على الهدف باستخدام صليب التصويب المُسدَّد على مرأى الخوذة. الإحداثيات الزاويّة لخط بصر الهدف بالنسبة إلى هيكل الطائرة يتم عندئذ استنتاجها من القياسات التي أجريَت بواسطة نظام تتبع الرأس لوضع رأس الطيار.

وفي الطائرات القتالية جَوْ جَوْ، الإحداثيات الزاويّة لخط بصر الهدف يمكن تغذيتها إلى الصاروخ المحمول بواسطة الطائرة. ويمكن للرؤوس الباحثة عن

الصاروخ عندئذ أن تلتف بسرعة إلى خط بصر الهدف لتمكين رؤوس البحث من إحراز وتعقُّب (lock on) الهدف. (الرأس الباحث النموذجي يجب توجيهه ضمن حوالى 2^o من الهدف لتحقيق التعقُّب الآلي). وتعقُّب الصاروخ يتم عرضه للطيار على نظام مشاهدة مركَّب في الخوذة ويعطى أيضًا إشارة صوتية. ويمكن للطيار عندئذ إطلاق الصواريخ.

وهذا يتيح عملية الهجوم بأن تُجرى بزوايا خارج ثقب الإبصار كبيرة، نظرًا إلى الصواريخ الخفيفة الحركة بقدرات على المناورة عالية التسارع g. كما أن الطيار لم يعد بحاجة إلى الدوران بالطائرة حتى يكون الهدف ضمن مجال رؤية شاشة الرأس المرتفع قبل إطلاق الصاروخ. وأقصى زاوية خارج ثقب الإبصار لإطلاق الصاروخ باستخدام شاشة الرأس المرتفع هي أقل 15^o حتى ضمن مجال الرؤية الواسعة لشاشة الرأس المرتفع، مقارنة بحوالى 120^o لنظام المشاهدة المركَّب في الخوذة (والصواريخ الخفيفة الحركة جدًا). وهذا يعطي زيادة عظمى في فعالية الطائرات القتالية – بعوامل قدرها ثلاثة إلى أربعة مقتبَسة من حيث احتمالية "القتل"، وهي "مضاعِف للقوة" فاعل جدًا في اللغة العسكرية. يوضح الشكل (27.2) هذه الفكرة مع نظام مشاهدة بسيط مركَّب في الخوذة.

ونظام المشاهدة المركَّب في الخوذة يمكن أيضًا استخدامه لتقديم "تحديدات" مرئية لنظام المِلاحة من خلال تحديد معالِم وميزات معروفة، ولا يحتاج الطيار إلى الطيران من فوقها.

مصدر العرض على نظام مشاهدة بسيط مركَّب في الخوذة يحتوي عادة على ترتيب لمصفوفة من الدايودات الباعثة للضوء (LED). وهذا يمكن أن يتراوح من شكل ثابت بسيط لترتيب قابل للتوجيه إلى، مثلاً، ترتيب لمصفوفة 32×32 يمكن أن يعرض بعض الرموز المتغيرة المحدودة بما في ذلك الأبجدية–الرقمية. ويتم ترحيل صورة الشاشة إلى مقدِّم الخوذة بواسطة المنشور البصري المصغَّر، ومن ثم انعكاسها من مقدِّم الخوذة إلى عين الطيار؛ وسطح المنشور له

انحناء أسطواني وكروي لتصحيح الأخطاء البصرية. (تُستخدَم الأنظمة أحادية العينيَّة (monocular) التي تعرض الصورة عادة للعين اليمنى). ومقدِّم الخوذة، الذي هو بشكل كروي، له طَلْية عاكسة "لَصُوقَة" (patch) على جزء مقدِّم الخوذة أمام العين التي تعمل كمرآة كروية وتقوم بتسديد صورة الشاشة. مجال الرؤية النموذجي لنظام المشاهدة المركَّب في الخوذة هو حوالى 7^o إلى 10^o. ومقدار رموز الشاشة على نظام مشاهدة بسيط يتم إبقاؤه بشكل عام إلى الحد الأدنى: عادة صليب (أو دائرة) التصويب وأسهم تلميح بسيطة (إلى الأعلى، إلى الأسفل، إلى اليسار، إلى اليمين) لتوجيه خط بصر الطيار إلى الهدف المُحرَز رادارياً، أو التهديد المُكتشَف، وحالة الصاروخ (مثلاً الباحث المتعقِّب).



الشكل (27.2): نظام المشاهدة المركَّب في الخوذة وإطلاق صاروخ خارج ثقب الإبصار (بترخيص من BAE SYSTEMS).

4.3.2 الشاشات المُركَّبة في الخوذة Helmet mounted displays

كما أشير في المقدمة، الشاشة المركَّبة في الخوذة يمكن أن تعمل "كـشاشة رأس مرتفع في الخوذة" وتقدم عرضًا لنظام مشاهدة متكامل للرؤية الليلية/الضعيفة مع معلومات الرحلة ورموز تصويب الأسلحة المتراكبة على الصورة المُسقَطَة من المُستشعِر.

وعلى الرغم من أن الشاشات المركَّبة في الخوذة أحادية العينيَّة قد بُنِيَت بحيث تكون قادرة على عرض جميع المعلومات المعروضة عادة على شاشة الرأس المرتفع، إلا أنه قد تكون هناك مشاكل مع ما يُعرَف باسم "التنافس أحادي العينيَّة" (monocular rivalry). وهذا لأن الدماغ يحاول معالجة صور مختلفة من كل عين، والتنافس يمكن أن يحدث بين العين التي بشاشة والتي بدون شاشة. وتصبح المشاكل أكثر حدة في الليل عندما ترى العين التي بدون شاشة قليلاً جدًا، وهذه التأثيرات قد تم معاناتها عند الطيران الليلي بنظام أحادي العينيَّة في هليكوبتر.

وقد تبيّن أن النظام ثنائي العينيَّة ((binocular (or binocular)) الذي بواسطته يتم تقديم نفس العرض لكلتا العينين هو فقط الحل الحقيقي المُرضي. وبهذا، فإن التصميمات الحالية لشاشة المركَّبة في الخوذة هي بشكل عام أنظمة ثنائية العينيَّة.

أنابيب أشعة الكاثود المصغَّرة ذات قطر 0.5 بوصة تُستخدَم حاليًا كمصادر عرض. وتطوير شاشات البلورة السائلة ((liquid crystal displays (LCD)) المصغَّرة العالية الدقة والملوَّنة، على أيّة حال، من المحتمل أن تغيّر هذا الوضع في المستقبل القريب جدًا. والشاشات المركَّبة في الخوذة المستخدِمة لهذه الأجهزة هي قيد التطوير الفعال. سيتم مناقشة شاشات LCD اللوحية المسطَّحة العالية الدقة بتفصيل أكبر في القسم 9.2 عند مناقشة تقنية الشاشات.

تطبيقات الرؤية الليلية تتطلب مجال الرؤية الأوسع قدر الإمكان. وهذا مهم بشكل خاص للهليكوبترات العاملة ليلاً عند مستويات الطيران المنخفضة جدًا (30

قدمًا مثلاً) لمهمّات "قيلولة الأرض" (Nap of the Earth) مع أخذ جميع المميزات الممكنة للحجب التضاريسي. والشاشات المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة لتطبيقات الهليكوبتر لها مجالات رؤية دنيا تبلغ 40^o، وقد تم إنتاج مجالات رؤية أعلى من 50^o.

والشاشات في الخوذة للطائرات القتالية/الهجومية عمومًا لها مجالات رؤية 35^o إلى 40^o، مستعيضة بذلك الوزن المنخفض للنظام البصري. (وزن الخوذة يجب أن يظل أدنى ما يمكن بسبب الأحمال المبذولة على رأس الطيار أثناء المناورات عالية التسارع g.)

ويمكن تحقيق وزن أقل للشاشة المركَّبة في الخوذة بواسطة استخدام نظام إسقاط لمقدِّم الخوذة، بالاشتراك مع تصميم بصري عالي الكفاءة. هذا سيتيح استخدام مقدِّم خوذة لطاقم الطائرة معياري ومنحني كرويًا لتنفيذ وظيفة المُجمِّع والمُسدِّد عن طريق إضافة طَّلْية عاكسة متعادلة الكثافة. وطَلْية مقدِّم الخوذة توفر شاشة عالية السطوع مع الاحتفاظ بإنفاذ عالٍ للعالم الحقيقي (يمكن تحقيق أعلى من 70 في المئة) وبدون تلوين. ودقة الشاشة أيضًا غير حساسة لدوران مقدِّم الخوذة بسبب الشكل الكروي، والرفع الجزئي لمقدِّم الخوذة ممكنًا، على سبيل المثال لتنفيذ "طريقة فالسالفا" (Valsalva procedure) (قَرْص فتحتي الأنف والنفخ لمساواة الضغط في الأُذنين).

ويمكن بهذا تحقيق وظيفة المُجمِّع والمُسدِّد بدون إضافة وزن زائد للنظام البصري، لأن مقدِّم الخوذة أساسي على أيّة حال. ويمكن تحقيق مجالات رؤية أعلى من 40^o بنظام إسقاط لمقدِّم خوذة ثنائي العينيَّة؛ ومقدِّم الخوذة، مع ذلك، بعيد جدًا عن العينين، وخلق مجال رؤية قصوى صعب جدًا فوق 60^o. وأنظمة العدسة العينية البديلة يمكن أن تعطي مجال رؤية أكبر ولكن عند وزن جزائي عالي جدًا.

وعلى الرغم من أن الشاشة المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة في الأصل حلٌّ أفضل لعمليات الرؤية الليلية/الضعيفة، إلا أن هناك سوقاً كبيراً للشاشة المركَّبة في

الخوذة ذات كلفة أقل ووزن أخف للطائرات القتالية التي تشارك أساسًا في العمليات النهارية لتوفير نظام مشاهدة وإشارة مركَّبين في الخوذة. والوزن الأخف والكلفة الأقل الممكن تحقيقهما بشاشة مركَّبة في الخوذة أحادية العينيَّة ذات إسقاط لمقدِّم خوذة يمكن أن يجعلا من هذا النظام حلاً مربحًا في مثل هذه التطبيقات. وبالرغم من تهيئته للاستخدام النهاري، فإن هذا النظام قادر على عرض صور فيديوية من المُستشعِر، مما يزوِّد الطيار بنظام إشارة محسَّن ليلاً أو في أحوال الطقس السيئة.

ومن الجدير هنا مناقشة استخدام أجهزة تركيز الصورة لأن هذه الأجهزة توفر إمكانية الرؤية ليلاً والتي تعتبر أساسًا مكمِّلة لنظام الرؤية بالأشعة تحت الحمراء؛ وكل نظام أفضل من الآخر في بعض الظروف. الأطوال الموجية المتضمَّنة مبيَّنة أدناه.

المُستشعِر	الطول الموجي العامل
عين الإنسان	0.7-0.4 ميكرون (الأزرق–الأحمر–الأخضر)
أنبوب تركيز الصورة "Gen 2"	0.9-0.6 ميكرون (تقريبًا)
الرؤية الليلية بالأشعة تحت الحمراء (FLIR)	13-8 ميكرون

الصورة الناتجة من أنبوب تركيز الصورة (image intensifier tube (IIT)) هي شاشة فوسفورية تشع ضوءاً أخضرَ في مركز الحزمة المرئية حيث تكون العين أكثر حساسية.

ونظارات الرؤية الليلية ((night viewing goggles (NVG)) التي تضم أجهزة تركيز الصورة كانت قيد الاستخدام العملي في الهليكوبترات العسكرية منذ أواخر السبعينيات من القرن الماضي، وفي الطائرات النفاثة السريعة منذ حوالى منتصف الثمانينيات من القرن الماضي.

وتتكون نظارات الرؤية الليلية من جهازين لتركيز الصورة، التي يمكن من خلالهما للمشاهِد أن يرى المشهد ليلاً بواسطة ترتيب بصري مناسب. وأجهزة تركيز الصورة هي كاشفات عالية الحساسية تعمل في النهاية الحمراء من الطيف المرئي، مما تعمل على تكبير الضوء بحوالى 40,000 مرة من أقل من ضوء النجوم وحتى المستوى المرئي.

ويجب ملاحظة أن الإضاءة الخاصة لمقصورة الطيار ضرورية لأن الإضاءة التقليدية لمقصورة الطيار تعمل على تشبُّع جهاز تركيز الصورة. ويتطلب إضاءة خضراء خاصة وترشيح متتام.

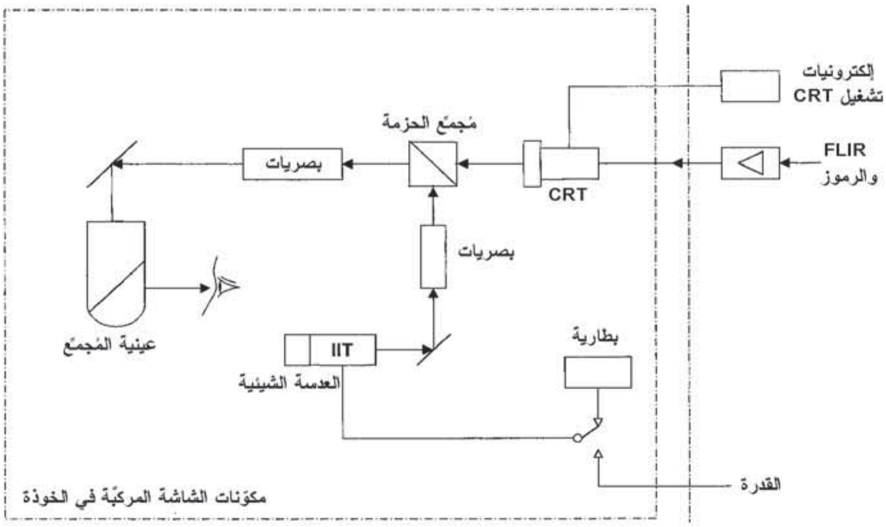
معظم التحليقات الليلية التي تتم حاليًا بواسطة الطائرات القتالية يتم إجراؤها باستخدام نظارات الرؤية الليلية المركَّبة على حامل أمام خوذة معيارية لطاقم الطائرة. ووزن نظارات الرؤية الليلية والتركيب الأمامي يخلقان عزم اختلال توازن على رأس الطيار ويعيقان الطيار من إجراء المناورات المشتملة على تسارع g عالٍ. ويجب أيضًا إزالة نظارات الرؤية الليلية قبل القذف بسبب التسارع g التي يتم معاناتها أثناء القذف. (آلية الانطلاق السريعة متضمَّنة في ملحق نظارات الرؤية الليلية).

ونظام متكامل للخوذة مع نظارات رؤية ليلية موضوعة بالقرب من نقطة الارتكاز الطبيعية للرأس بحيث لا تخلق عزوم اختلال توازن يمكن أن يعمل على تفادي هذه المشكلة. ويمكن دمج نظارات الرؤية الليلية في الشاشات المركَّبة في الخوذة، وتجميعها بصريًا مع شاشات أنابيب أشعة الكاثود بحيث تتراكَب الشاشة الفيديوية لنظام الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء (FLIR) مع شاشة جهاز تركيز الصورة على أساس دقة واحد إلى واحد، مما تمَكِّن النظامين بأن يتجمعا بشكل متتام.

يوضح الشكل (28.2) المزج البصري الأساسي لصورة أنبوب تركيز الصورة (IIT) وأنبوب أشعة الكاثود (CRT). أجهزة تركيز الصورة يمكن أن تعمل ببطارية ويتم تشغيلها من بطارية صغيرة محمولة بواسطة الطيار. وهذا يتيح

للطيار الرؤية في ظروف الظلمة الحالكة على الأرض والسير إلى الطائرة/الهليكوبتر بدون أيّ إضاءة يتم الاحتياج إليها أثناء العمليات السرية.

ويوضح الشكل (29.2) شاشة مركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة مع أنابيب مدمجة لتركيز الصورة يتم تجميعها بصريًا مع شاشات أنبوب أشعة الكاثود (كما في الشكل (28.2)).



الشكل (28.2): المزج البصري لصورة أنبوب تركيز الصورة وأنبوب أشعة الكاثود.

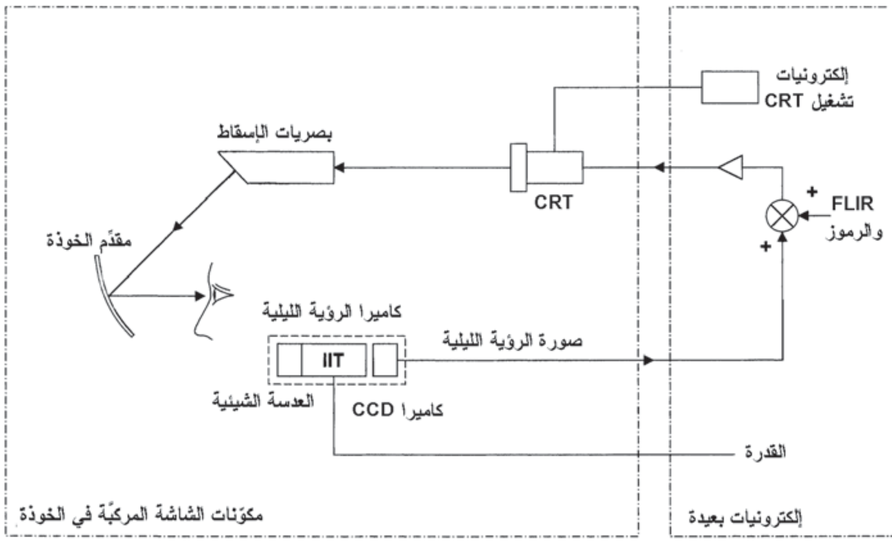
وفي حالة الطائرات القتالية فإن الوزن والحجم الجزائي للتجميع البصري لأنابيب تركيز الصورة مع بصريات الشاشة قد قادت إلى تبنّي أجهزة تركيز الصورة تقوم بالتصوير على كاميرات ذات جهاز مزدوج الشحن (charge-coupled device (CCD)). والمخرَجات من تركيز الصورة وكاميرا CCD هي إشارة فيديوية يتم تغذيتها إلى إلكترونيات الشاشة عن بُعد، حيث يتم تجميعها إلكترونيًا مع الرموز وعرضها على شاشات CRT المركَّبة في الخوذة. يوضح الشكل (30.2) فكرة التجميع الإلكتروني لأنبوب تركيز الصورة وأنبوب أشعة الكاثود.



الشكل (29.2): شاشة مركَّبة في الخوذة (HMD) لهليكوبتر مع نظارات رؤية ليلية متكاملة (بترخيص من BAE SYSTEMS). يشكِّل نظام HMD جزءًا من مهمة نظام إلكترونيات الطيران للهليكوبترات الهجومية Tiger 2 للجيش الألماني.

ميزة هذه الفكرة هي أنها تقوم برفع أداء شاشة أنبوب أشعة الكاثود بإزالة الحاجة إلى مزج صورة أنبوب تركيز الصورة وأنبوب أشعة الكاثود بصريًا. الصورة المركَّزة يتم تقديمها الآن على هيئة شبكة خطوط مسح، مما تتيح إمكانية تحسين صورة الرؤية الليلية، وتحسين تباين الصورة، وخفض بعض الخصائص غير المُرضِية لأنابيب تركيز الصورة المرئية مباشرة، مثل ازدهار الصورة. والقدرة على تحسين تباين الصورة إلكترونيًا يتيح للمستخدم بأن يرى تموُّجات في التضاريس، مثل الصحراء الرتيبة غير المرئية باستخدام نظارات الرؤية الليلية التقليدية. وبالمثل، مصدَر النقطة الساطعة للضوء المرئي بواسطة نظارات الرؤية الليلية التقليدية تؤدي إلى هالة تلطخ المشهد المحيط. هذا التأثير يمكن إزالته، مما يسمح للمستخدم بأن يرى بوضوح المشهد المحتوي على مصادر ساطعة للضوء، مثل أنوار الشوارع.

وأداء كاميرات الرؤية الليلية الحالية، على أيّة حال، في الأصل أقل من حيث الدّقة من تلك المقدَّمة بواسطة أفضل نظارات الرؤية الليلية.



الشكل (30.2): التجميع الإلكتروني لأنبوب تركيز الصورة وأنبوب أشعة الكاثود.

ويجري تطوير فاعل لكاميرات الرؤية الليلية المركّبة في الخوذة. ومن ضمن هذه التطويرات التطويرين التاليين:

1- "الجهاز مزدوج الشحن ذو الحزمة *E*" (*E Beam CCD*) حيث يكون جهاز CCD مُدمَج مع صمام التفريغ لأنبوب تركيز الصورة (IIT).

2- "الكاميرا CCD منخفضة الضوء" (*Low light CCD camera* (LLCCD)) التي تمنح حلاً مع أنبوب تركيز الصورة وتَعِد بكفاءة عالية مع حجم صغير. ومن المحتمل أن تحل محل كاميرات الرؤية الليلية الأخرى عند تطويرها كاملة.

يوضح الشكل (31.2) الشاشة المركَّبة في الخوذة لطائرات EF 2000. وهذه هي عبارة عن شاشة مركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة ذات إسقاط لمقدِّم خوذة وستُستخدَم بواسطة الطيارين الذين يطيرون بطائرات Eurofighter Typhoon

الجديدة. وهذا النظام له مجال رؤية ثنائية العينيَّة 40^o، وله كاميرات رؤية ليلية متكاملة يتم تجميعها إلكترونيًا مع أنابيب أشعة الكاثود، كما هو موضح في الشكل (30.2). وصورة نظام الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء أو أنبوب تركيز الصورة يمكن عرضها متراكِبة مع رموز الرحلة وتصويب الأسلحة. ويُستخدَم نظام بصري لتتبُّع الرأس لتقدير خط بصر الطيار. وهذا له استجابة سريعة ويوفر دقة عالية.

من المحتمل أن يتم تبنِّي تقريب زُجلي لأنظمة الخوذة بغلاف خوذة عام وزُجلات (modules) مختلفة لمختلف الأدوار. ويمكن تثبيت الزُجلات بسهولة على غلاف الخوذة الأساسي الذي يَستخدِم مواد قوية ولكن خفيفة ومصنوعة بعدة مقاييس يتم تشكيلها لتنطبق بدقة على الطيار بواسطة عملية القولبة بالحقن. ويمكن للزُجلات أن تتفاوت ما بين مقدِّم خوذة بسيط برؤية نهارية إلى نظام المدى الأعلى بمركِّزات للصورة وأنابيب أشعة الكاثود. ونفس غلاف الخوذة يمكن أن يُستخدَم لتطبيقات الهليكوبتر بزُجلات مناسبة. ويمكن استبدال الأجزاء البصرية والكهربائية الباهظة الثمن سريعًا وإرسالها للتصليح بدون أن يفقد الطيار الخوذة الخاصة به.



الشكل (31.2): الشاشة المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيّة ذات إسقاط لمقدِّم الخوذة في طائرات Eurofighter Typhoon (بترخيص من BAE SYSTEMS).

الصورة اليمنى توضح مسار شعاع بصري. يتم تجميع صور الشاشة عن طريق الانعكاس من مقدِّم الخوذة الكروي. لاحظ استخدام مرآة «الحاجب» لترحيل صور الشاشة.

وتجدر الإشارة، على أيّة حال، بأن الخوذة المتكاملة مع الشاشات المركَّبة في الخوذة ستصبح أداة باهظة الثمن نسبيًا، وسيتطلب التعامل معها بعناية وحذر من قِبل الطيارين بشكل أكبر من الخوذة الحالية لطاقم الطائرة.

يبيّن الشكل (32.2) تطويرًا حديثًا لدمج وظائف الخوذة. هذا الشكل يوضح تصميمًا لخوذة جديدة خفيفة الوزن يجري تطويرها بواسطة شركة QINETIQ (DERA سابقًا، وهي اختصار لوكالة أبحاث التقييم الدفاعية Defence Evaluation Research Agency) التابعة لوزارة الدفاع للملكة المتحدة).

الميزة الفريدة لهذا التصميم هي النمط البنيوي ذو الغطاء المَحاري مع تثبيت النصف الأمامي للخوذة بإحكام إلى النصف الخلفي لها بواسطة تثبيتات جانبية. ويتم الحصول على غلاف خوذة قوي جدًا وخفيف الوزن من خلال استخدام بُنية من ألياف الكربون المقولبة والمتعددة الطبقات. والنتيجة هي خوذة قوية جدًا وخفيفة الوزن وغليظة توفر حماية جيدة جدًا لرأس ووجه الطيار تحت ظروف القذف والارتطام. والخوذة أيضًا سهلة الخلع في الحالات الطارئة التي تلي الارتطام حيث قد تكون هناك خطورة على تضرر فقرات العنق.



الشكل (32.2): خوذة خفيفة الوزن (بترخيص من QINETIQ).

ونظام تنفس الأوكسجين مُدمَج إلى النصف السفلي من الغلاف الأمامي للخوذة ويلغي حزام قناع الأوكسجين – وهو حل أنظف وأنقى.

ووظيفتا الصوت والكلام متكاملتان أيضًا مع الخوذة؛ حيث إن تصميم الخوذة يقدم توهيناً عالياً للضجيج الخارجي.

كما يتم تهيئة الخوذة بحسب الطلب لكل طيار على حِدة عن طريق استخدام نظام مسح ليزري كمبيوتري لتقديم قياسات ثلاثية الأبعاد لرأس الطيار. وكل خط طيران على حِدة من ثم يتم عمله على هذه القياسات. وهذا يتيح تطابقاً جيداً والحصول على خوذة مريحة. ويمكن الحصول على دقة أعلى في اشتقاق خط بصر الطيار من نظام تتبُع الخوذة، لأن حركة الخوذة بالنسبة إلى الرأس هي الأدنى.

5.3.2 أنظمة تتبُّع الرأس Head tracking systems

إن الحاجة إلى قياس اتجاه رأس الطيار لتقدير الإحداثيات الزاويّة لخط بصر الطيار بالنسبة إلى محاور هيكل الطائرة قد تم شرحها. يجب ملاحظة أن مشكلة قياس الاتجاه الزاويّ لجسم والتي يمكن على حد سواء أن تنتقل وتدور يمكن أن تكون متطلباً أساسياً في تطبيقات أخرى مثل الإنسان الآلي. وفي الواقع، فإن الحلول لأنظمة تتبُّع الرأس يمكن أن يكون لها تطبيقات عامة.

ضيق المساحة لا تسمح باستعراض تفصيلي لأنظمة تتبُّع الرأس السابقة التي قد تم تطويرها. ومعظم التأثيرات الفيزيائية قد تم تجربتها واستغلالها مثل الطرق البصرية، والمغناطيسية، والصوتية.

وأنظمة تتبُّع الرأس البصرية تعمل بعدة طرق، مثل:

أ- التعرُّف على النمط باستخدام كاميرا ذات جهاز مزدوج الشحن (CCD).

ب- الكشف عن الدايودات الباعثة للضوء (LEDs) المركَّبة على الخوذة.

ج- القياسات المتطورة لأنماط التهدُّب المولَّدة بالليزر.

وتقيس أنظمة التتبُّع المغناطيسية قوة المجال في الخوذة من جهاز مُشِع للمجال المغناطيسي يقع في موضع مناسب في مقصورة الطيار. وهناك نوعان من أنظمة تتبُّع الرأس المغناطيسية:

أ- نظام تيار متردد (AC) باستخدام مجال مغناطيسي متردد بتردد حوالى 10 kHz.

ب- نظام تيار مباشر (DC) باستخدام مجال مغناطيسي مباشر يتم تشغيله بتردد منخفض.

والنظامان كِلاهما حسّاسان للمعدن بالقرب من مُستشعِر الخوذة. وهذا يؤدي إلى أخطاء في قياس وضع الخوذة، التي تعتمد على تنصيب مقصورة الطيار. هذه الأخطاء ينبغي قياسها وتخطيطها لمقصورة الطيار المعيّنة وتخزين التصحيحات في كمبيوتر نظام التتبُّع. يقوم الكمبيوتر بعد ذلك بتصحيح مُخرجات نظام التتبُّع من أجل الأخطاء الموضعية. ونظام التيار المتردد أكثر حساسية لهذه الأخطاء من نظام التيار المباشر التي ثَبُتَ بأنها أقل حساسية للمعدن بعشرة أضعاف من أنظمة التيار المتردد.

إن المُستشعِرات والمُشعّات لكل من أنظمة التتبُّع المغناطيسي المترددة والمباشرة صغيرة وخفيفة الوزن. الحجم النموذجي للمُستشعِر هو حوالى $8\ cm^3$ (0.5 قدم مكعب) ووزنه حوالى 20 gm (0.7 أوقية). وحجم الجهاز المُشِع عادة حوالى $16\ cm^3$ (1 بوصة مكعبة) ووزنه حوالى 28 gm (أوقية واحدة) (باستثناء التنصيب).

والتغطية الزاويّة للنوع المغناطيسي لنظام تتبُّع الرأس هي عادة حوالى $\pm 135^o$ في السمت، و$\pm 85^o$ في العلو.

والدِّقة على أو بالقرب من ثقب الإبصار هي عمومًا ضمن 2 milliradians (0.1^o تقريبًا) وحوالى 0.5^o عند الزوايا الكبيرة لخارج ثقب الإبصار.

وصندوق حركة رأس معقول من الممكن تحقيقه ممّا يعتبر مقبولاً عمليًا لمعظم التطبيقات.

إن جميع الأنظمة – البصرية، والمغناطيسية، والصوتية – لها حدود خاصة بكلٍّ منها على حِدَة، بالرغم من أن الأنظمة المغناطيسية هي المُستخدَمة حاليًا على نحو واسع. والدِّقة الأعلى عند الزوايا الأكبر لخارج ثقب الإبصار تبدو أنها قابلة للإحراز، على أيّة حال، بالأنظمة البصرية الحديثة.

وكل نظام متميز بتعقيده للخوارزميات المطلوبة لتصنيف الإشارة من الضوضاء والأعوام والجهود البشرية لبرمجة البرمجيات فيها.

وتجدر الإشارة إلى أخطاء أخرى يمكن مواجهتها في قياس اتجاه تحديق الطيار بصرف النظر عن الأخطاء الأصلية الموجودة في نظام تتبُّع الرأس. وهذا لأن اتجاه تحديق الطيار يمكن استنتاجه من قياس وضع الخوذة. والطيار، في الواقع، يمكن أن يعاني صعوبة بالغة في الحفاظ على إبصار الخوذة على الهدف عند التعرض إلى اهتزاز ذي تردد مخفض جدًا. وهذا قد يكون ناتجًا من الصدمة التي يمكن مواجهتها عند السرعات دون الصوتية العالية في الظروف الجوية المضطربة عند الارتفاعات المنخفضة. طيف القدرة لاهتزاز هذه الصدمة يمكن أن يتضمن مستويات هامة في مدى التردد من 1 Hz إلى 10 Hz التي لا يستطيع الطيار أن يتتبعها ويجعل صليب التصويب على الهدف. وقد تم قياس أخطاء تتبُّع أعلى من 2^o RMS تحت اختبارات الصدمات المكررة التي أُجرِيت على الأرض باستخدام بيانات طيران مسجَّلة على شريط. ويمكن اكتساب بعض المعرفة عن بيئة الاهتزاز من حقيقة أن الاهتزاز الجيبي بسعة $0.5\ g$ عند تردد 2 Hz توافق حركة إلى أعلى وإلى أسفل مقدارها ±31 mm (±1.2 بوصة). وقد أوضحت التجارب، مع ذلك، أن الطيار يمكنه الاستمرار بالتحديق على الهدف بينما يعاني اهتزازاً من صدمة ذات تردد مخفض. وهذا لأن التحكُّم بمقلة العين (وبالتالي اتجاه التحديق) بواسطة عضلات العين له استجابة أسرع بكثير من التحكُّم بموضع الرأس بواسطة

عضلات الرقبة. "المؤازِر الآلي لمقلة العين" (eyeball servo)، في الواقع، له سعة حزمة تُقدَّر بعدة هيرتزات في مصطلحات هندسة التحكم.

دقة قياس خط الإبصار يمكن بهذا تحسينه كثيرًا عن طريق استخدام نظام تتبُّع للعين يقيس اتجاه تحديق العين بالنسبة إلى الخوذة. وزاوية التحديق بالنسبة إلى هيكل الطائرة يمكن عندئذ الحصول عليها بتجميع مُخرَجات نظام تتبُّع العين ونظام تتبُّع الرأس.

ويقدم نظام تتبُّع العين أيضًا مميزات في الظروف عالية التسارع g عندما تكون حركة الرأس صعبة، ولكن تبقى العين قادرة على أن تنظر إلى الهدف.

المبادئ الأساسية لنظام تتبُّع العين سيتم شرحها باختصار لاحقًا في هذا الفصل لأن نظام تتبُّع العين يمكن أيضًا استخدامه بشكل فعّال جدًا كوسيلة لإدخال البيانات – وهو تطوير محتمَل في مقصورات الطيار المستقبلية.

6.3.2 الشاشات المُركَّبة في الخوذة والمقصورة التقديرية

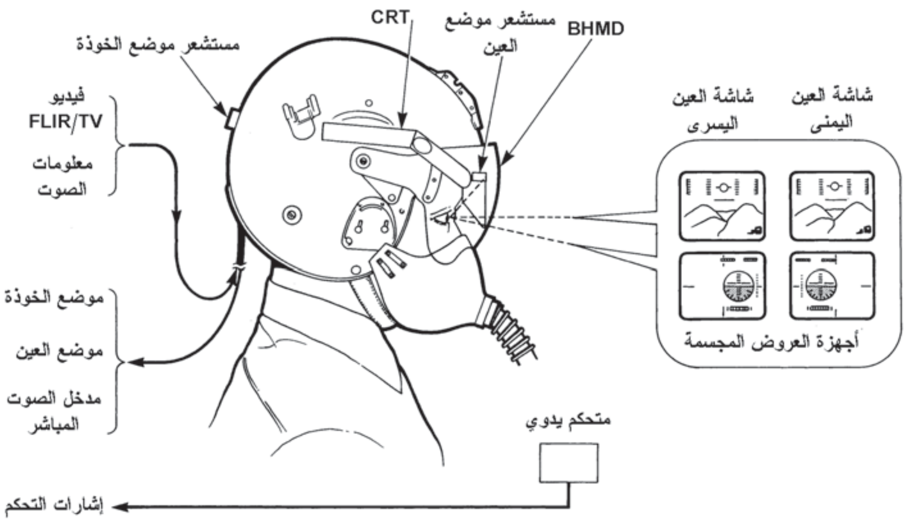
HMDs and the virtual cockpit

فكرة "المقصورة التقديرية" (virtual cockpit) الذي فيها يتم عرض المعلومات مرئيًا للطيار بواسطة صورة ثلاثية الأبعاد مولَّدة كمبيوتريًا يجري البحث فيها بشكل فعّال في عدد من المؤسسات في كلٍّ من الولايات المتحدة الأمريكية والمملكة المتحدة.

سيتم في هذا الفصل تقديم عرض موجز فقط عن الموضوع بسبب قيود المساحة. وما من شك، مع ذلك، بأهميتها في المستقبل والتأثير الجذري الذي من المحتمل أن يكون لها على الأجيال القادمة لمقصورات الطائرات. والاستخدام المتزايد للمركَبات الموجَّهة عن بُعد ((remote piloted vehicles (RPVs) والتحكم بها من الطائرة "الأم" (parent)، أو محطة أرضية، هو تطبيق مستقبلي آخر للشاشات المركَّبة في الخوذة وتقنية مقصورة الطيار التقديرية. وتجدر الإشارة

إلى أن المركَبات الموجَّهة عن بُعد يمكن أن تشمل المركَبات الأرضية أو المركَبات تحت مائية، وأيضًا المركَبات المنقولة جوًا.

الشاشة المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة ((binocular HMD (BHMD)) المصمَّمة بشكل صحيح هي مكوِّن هام في مثل هذه الأنظمة لأنها قادرة على عرض كلٍّ من معلومات الشاشة عند ما لانهاية، وأيضًا الصور المجسَّمة لكلّ عين، بحيث يرى الطيار صورة ثلاثية الأبعاد. ويجب التأكيد بأن النظام البصري للشاشة المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة يتطلب بأن يُصمَّم ويُصنَّع بشكل دقيق لكي يحقق إمكانية التجسيم الجيد.



الشكل (33.2): الشاشة المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيّة والمقصورة التقديرية.

القدرة على إنتاج شاشة ثلاثية الأبعاد يفتح طرقًا جديدة تمامًا لعرض المعلومات للطيار (والطاقم)، والهدف هو لعرض المعلومات بحيث يمكن فهمها مرئيًا بسهولة وفي سياق المهمة. وكمثال، المعلومات المتعلقة بالعالم الخارجي يمكن رؤيتها والرأس مرتفع والمعلومات المتعلقة بالمهمة وسلامة الطائرة يمكن رؤيتها والرأس منخفض باستخدام شاشة واحدة فقط، وهي الشاشة المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة. يوضح الشكل (33.2) استخدام الشاشة المركَّبة في الخوذة

ثنائية العينيَّة لتنفيذ مثل هذا النظام. عندما يكون الرأس مرتفعًا، فإن الطيار يرى العالم الخارجي بشكل مباشر، أو غير مباشر بواسطة شاشة تلفزيونية على الشاشة المركَّبة في الخوذة من وحدة استشعار كهروبصرية جيمبالية موجَّهة بالرأس (على سبيل المثال مستشعِر التصوير بالأشعة تحت الحمراء، أو الكاميرا التلفزيونية منخفضة الضوء، أو الكاميرا ذات الجهاز المزدوج الشحن).

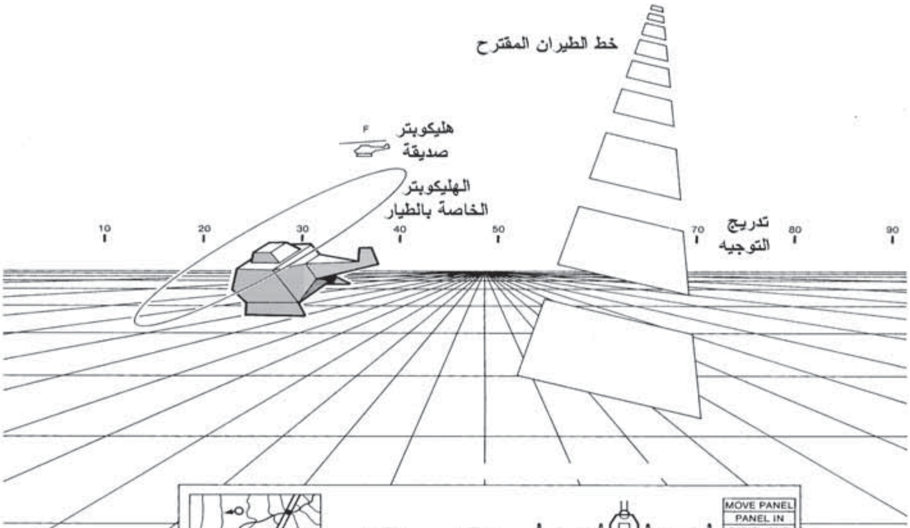
عند النظر إلى أسفل على لوحة الأجهزة، يقوم النظام الكمبيوتري للمقصورة التقديرية بالتعرف على خط بصر الرأس المنخفض للطيار من مُخرَجات نظام تتبُّع الرأس وتغذية هذه المعلومات إلى نظام إنتاج العرض. يقوم نظام إنتاج العرض بعد ذلك بإنتاج زوج من الصور المجسَّمة للشاشات المناسبة على لوحة متوافقة مع خط بصر الطيار. وبهذا، فإن النظر إلى أسفل في مقصورة الطيار على الموضع المشغول عادة بشاشة معيّنة سيؤدي بالطيار إلى رؤية صورة ثلاثية الأبعاد لهذه الشاشة تَظهُر في الموضع المشغول عادة – أي لوحة شاشة تقديرية. ومعزَّزة باستنتاجها المنطقي، فإن أجهزة وشاشات الرأس المنخفض العادية سوف لن يتم الاحتياج إليها. وستكون الأجهزة البسيطة البديلة من النوع "المصطحَبة إلى المنزل" كافية لتغطية حالات الفشل في الشاشات المركَّبة في الخوذة. ومثل هذه الخطوة الجريئة، على أيّة حال، لا تزال تحتاج إلى عدة سنوات للتنفيذ في طائرات الإنتاج.

الطرق الحديثة لعرض المعلومات للطيار بوسائل الشاشة المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة تتضمن شاشة ثلاثية الأبعاد "لخط الطيران في السماء" كشاشة موجِّهة للرحلة، التي يمكن تراكبها على المشهد الخارجي العادي (مرئية بشكل مباشر أو غير مباشر) أو على مشهد العالم الخارجي المولَّد بواسطة كمبيوتر يتم تخليقه من قاعدة بيانات التضاريس. ويمكن أيضًا عرض "النظر من أعلى" (God's eye view)؛ على سبيل المثال، لِما قد يراه الطيار إذا كان خارج الطائرة، وينظر نحو الأسفل من ارتفاع مثلاً 2000 قدم أعلى وطفيفًا خلف الطائرة. ("أرسل لي حزمة من هناك يا سكوتي!"). والتهديد يمكن أيضًا عرضه على شاشة "النظر من أعلى" – مثلاً طائرات العدو، أو مواقع الصواريخ، أو مواقع المدفعيات المضادة للطائرات (anti-aircraft artillery "Triple A")، أو

مواقع رادارات العدو. ومناطق التهديد المحدِّدة لمدى الصاروخ (أو المدفع)، ومجال رؤية الرادار، الخ، يمكن عرضها على أسطح ثلاثية الأبعاد بحيث يمكن للطيار أن يفهم جيدًا حالة التهديد على شاشة واحدة.

يبيّن الشكل (34.2) شاشة "نظر من أعلى" ثلاثية الأبعاد تقدم للطيار منظرًا مجسَّمًا للهليكوبتر الخاصة به بالإضافة إلى علاقتها بخط الطيران المقترح. ويمكن أيضًا تقديم معلومات إضافية من خلال تمكين الطيار بأن يغيّر موضعه الظاهر خارج الطائرة.

ومع تقدُّم تكنولوجيا الشاشات فإنه من المعقول توقُّع شاشات ملونة عالية الدقة وخفيفة الوزن تكون قادرة على توفير شاشة ملونة مركّبة في الخوذة بجودة مماثلة لشاشات الرأس المنخفض الحالية. وهذا، على سبيل المثال، سيتيح عرض خريطة ملونة على الشاشة المركَّبة في الخوذة.



الشكل (34.2): فكرة عمل شاشة "النظر من أعلى" (بترخيص من BAE SYSTEMS).

ومن الجدير الاطلاع على الملاحظات التحذيرية على تقنية مقصورة الطيار التقليدية والحاجة إلى توجيه جميع أمور العوامل البشرية والحلول المرضية المحقَّقة عن أيّ مشكلة قد يمكن مواجهتها.

وقد تم مؤخرًا الإعراب عن بعض القلق، في الواقع، عن التأثيرات الفسيولوجية والنفسية للرؤية المطوَّلة للأنظمة "الواقعية التقديرية" التجارية وإمكانية المستخدم للتحول مرة أخرى إلى العالم الحقيقية بدون تأخير. وتحتاج البصريات المجسَّمة الرديئة الجودة إلى جزء المعالجة المرئية للعقل لإجراء تعديلات رئيسية لدمج الصور المجسَّمة الناتجة في صورة ثلاثية الأبعاد. للتعديل مرة أخرى إلى رؤية العالم الحقيقي العادي يتطلب عندئذ بعض الوقت.

بيئة مقصورة الطيار، على أيّة حال، مختلفة تمامًا وتتطلب الرؤية المتكررة للعالم الخارجي سواء بشكل مباشر، أو غير مباشر، عن طريق نظام كاميرا جيمبالية مُوجَّهة بالرأس. والمشاكل الواقعية التقديرية المشار إليها أعلاه، بالتالي، قد لا تنشأ. وجودة التجسيم للمنظومة البصرية للشاشة المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة (BHMD) أيضًا أعلى بكثير من الأنظمة الواقعية التقديرية التجارية الحالية.

والأجهزة، من حيث الشاشات المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة، ومعالجة الصور، وتوليد الرموز، بالإضافة إلى برمجيات تنفيذ العديد من أفكار المقصورة التقديرية، متواجدة حاليًا، على الرغم من أن سلامة النظام لا تزال تحتاج إلى تأسيس. والتبنّي البطيء نسبيًا لهذه الأفكار هي في الغالب نتيجة قيود ميزانية الدفاع في كل من المملكة المتحدة والولايات المتحدة الأمريكية أكثر من قيود التكنولوجيا والمخاطر التقنية.

وتجب الإشارة إلى قدرة ما تعرف باسم "شاشات الشبكية التقديرية" (Virtual Retinal Displays (VRDs)) للمقصورات المستقبلية. في هذه الأنظمة، لا يتم عرض الصور على سطح للعرض ولكن بدلاً من ذلك يتم إسقاطها مباشرة على شبكية عين الطيار عن طريق حزمة من ضوء الليزر الممسوحة بواسطة شبكة خطوط المسح. وهذه التقنية تقدم عددًا من المميزات، ويجري تطويرها بشكل فاعل من قِبَل

شركة تسمى .Microvision Inc في مدينة سياتل بالولايات المتحدة الأمريكية. المراجع المتعلقة بتقنية شاشات الشبكية التقديرية معطاة في نهاية هذا الفصل.

وتستخدِم أنظمة شاشات الشبكية التقديرية نفس تقنية الشاشات اللوحية الكبيرة المسطحة الممسوحة ليزريًا. وهذه التقنية سيتم مناقشها في القسم 6.2.9.2.

التقنية الحالية لتنفيذ شاشات الشبكية التقديرية تتضمن الليزرات، والألياف البصرية، والمرايا المهتزة المصغَّرة من أجل المسح السريع لشبكية العين، بالإضافة إلى بصريات الاقتران. وشاشة الشبكية التقديرية ثنائية العينيّة بالتالي تفرض دلتا وزن كبير إلى الخوذة.

في الوقت الحاضر، شاشة البلورات السائلة الفاعلة المصفوفة (active matrix liquid crystal display (AMLCD)) الانعكاسية المصغَّرة قادرة على تقديم حلول لوزن أخف، وتعقيد أقل، وتكلفة أقل للشاشة المركَّبة في الخوذة للطائرات النفاثة السريعة حيث إن الوزن الأدنى أساسي. وشاشات AMLCD ليست "هشّة" مثل شاشات الشبكية التقديرية ولكنها مقبولة تمامًا.

4.2 التصميم البصري المُعان بالكمبيوتر

Computer aided optical design

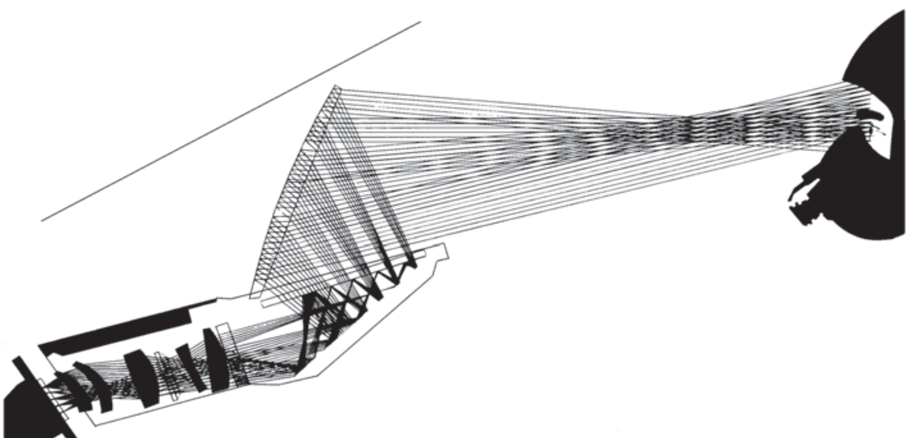
1.4.2 المقدمة Introduction

استخدام طرق التصميم البصري المُعان بالكمبيوتر (computer aided) قد أُشير إليه سابقًا وسيتم مناقشة بإيجاز في هذا القسم لتوضيح مدى أهميته للقارئ. ولم تكن أيٌّ من شاشات الرأس المرتفع والشاشات المركَّبة في الخوذة ممكنة، في الواقع، بدون استخدامه.

وبرمجيات التصميم البصري الحديثة تتيح تحسين التصميمات البصرية المتطورة جدًا (تبدو أفضل من المعقدة) وتقدير الأداء. على سبيل المثال، يمكن إجراء تتبُّع لمسار الأشعة لسلسلة بصرية تتضمن عناصر بصرية مزاحة عن

المركز ومُمالة، وعناصر بصرية لا كروية، وعناصر مجسَّمة. وبرنامج التحسين الآلي يمكن إجراؤه تكراريًا (iteratively) الذي بواسطته يمكن تغيير انحناء جميع العناصر كلٍّ على حدة، ومسافاتها، وإمالتها، وإزاحتها عن المركز، ومعامل الانكسار، للبحث عن الحل الأمثل باستخدام طرق "تسلُّق الهضبة" (hill climbing). وهذا يتيح للمصممين البصريين أن يقيّموا مدى واسع جدًا من الترتيبات لتحقيق أهداف الأداء. هذه البرامج تستغرق عدة ساعات لتشغيلها حتى على الكمبيوترات المركزية الكبيرة (mainframe computers). يبيّن الشكل (35.2) مسار شعاع مولَّد بالكمبيوتر لمجال رؤية واسعة لشاشة الرأس المرتفع المجسَّمة كمثال على التعقيد البصري المتضمَّن في هذه التصميمات. كما يتيح أيضًا تشغيل الدراسات الممكنة السريعة لمدى من الترتيبات البصرية.

وهناك، بالطبع، العديد من وظائف التحليل البصري الأخرى التي يمكن تنفيذها باستخدام برمجيات التصميم البصري الحديثة، إلا أن قيود المساحة تحدّ من المناقشة الإضافية.



الشكل (35.2): تتبّع مسار شعاع بصري مولَّد بالكمبيوتر (بترخيص من BAE SYSTEMS).

5.2 مناقشة شاشات الرأس المرتفع مقابل الشاشات المركَّبة في الخوذة

Discussion of HUDs vs HMDs

1.5.2 المقدمة

Introduction

الأدوار الحالية والمستقبلية لشاشة الرأس المرتفع والشاشة المركَّبة في الخوذة في الطائرات العسكرية سيتم مناقشتها في القسم الفرعي التالي.

مسألة لشاشة المركَّبة في الخوذة لتطبيقات الطائرات المدنية لا تُثار لأن طياري الخطوط المدنية ليسوا بحاجة إلى ارتداء الخوذة. ومتطلبات الاتصال للطيار يتم تلبيتها عن طريق تشغيل سماعة رأس بسيطة مع ميكرفون مُرفَق بها. ومستويات الضجيج الصوتي في الطائرات المدنية أقل بكثير من الطائرات العسكرية، كما أن متطلبات حماية الرأس لا تُذكَر. وقناع الأوكسجين يتم الاحتياج إليه فقط في حالة فقدان التكييف الضغطي للكبينة، بينما تُشكِّل الخوذة جزءًا من نظام تنفس أوكسجين خاص للمناورات عالية التسارع g في الطائرات القتالية.

2.5.2 شاشات الرأس المرتفع والشاشات المركَّبة في الخوذة للطائرات العسكرية

Military aircraft HUDs and HMDs

إن مقدرة الشاشة المركَّبة في الخوذة في عرض جميع المعلومات المعروضة على شاشة الرأس المرتفع على مجال رؤية أوسع غير محصور على المقطع الأمامي يثير التساؤل فيما إذا كانت شاشة الرأس المرتفع لا تزال ضرورية في المستقبل.

والإجابة هي أن شاشة الرأس من المحتمل أن تظل نظامًا مهمًا لبعض الوقت كشاشة رئيسية لمعلومات الرحلة الأساسية للطيار، ولتمكين الدقة العالية لتصويب الأسلحة بالمدافع، والقنابل غير الموجَّهة، والصواريخ من أن تتحقق.

للتعامل أولاً مع مسألة السلامة، فإن شاشة معلومات الرحلة الأساسية يجب أن تتوافق مع سلامة مقدارها 10^{-9} لاحتمالية تكرار عرض المعلومات المضلِّلة جدًا أو الخطرة.

ووحدة واحدة من نظام شاشة رأس مرتفع (تتألف من معالج، ومولِّد رموز، وشاشة) يمكن أن تتوافق مع هذه القيمة للسلامة باستخدام تقنيات مراقبة شُرِحت سابقًا.

ونظام الشاشة المركَّبة في الخوذة، مع ذلك، ليس نظامًا ذا "عُلبة واحدة" ويتكون من خوذة، ووحدة بينية لمقصورة، ومتتبِّع رأس، ومعالج/مولِّد رموز وجميعها متفرقة حول المقصورة، وتتطلب عدداً كبيراً نسبيًا من التوصيلات. والأهم من ذلك، فإن الحاجة إلى خفض الوزن المدعوم بالرأس يؤدي إلى أن دوائر تشغيل أنبوب أشعة الكاثود يتم وضعها بعيدة عن الخوذة في نهاية كابل سرِّي. مثل هذه البنية المتشتتة تمامًا لا يمكن أن تحقق سلامة عالية مثل الوحدة الواحدة لنظام شاشة الرأس المرتفع.

ومسألة السلامة، على أيّة حال، ليست مستعصية مع التقدم الذي يجري إحرازه في تقنية الشاشات مع تضمين وفرة ومراقبة ملائمين في النظام. وواضح أن سلامة عرض بيانات الرحلة الأساسية مثل معلومات الوضع والاتجاه على الشاشة المركّبة في الخوذة تعتمد على الأداء الصحيح لنظام تتبُّع الرأس. ويبدو ممكنًا ابتكار تقنية مراقبة ذاتية للتحقق من سلامة نظام تتبُّع الرأس. وبدلاً من ذلك، يمكن تركيب نظام تتبُّع مزدوج كمراقب، أو استخدامه بالاشتراك مع نظام المراقبة الذاتية. وثمة مصدَر بديل للوضع من النوع "المصطحَب إلى المنزل" يمكن الحصول عليه من الثلاثي الجيروات السرعية ذات الحالة الصلبة المصغَّرة، ومقاييس التسارع المركَّبة مباشرة على الخوذة، وحساب وضع الخوذة من مخرجاتها.

للتعامل ثانيًا مع مسألة الدقة، فإن الشاشة المركَّبة في الخوذة ملائمة تمامًا لإطلاق أسلحة موجَّهة بالغة الدقة مثل الصواريخ والقنابل الموجَّهة بالليزر. هذه الأسلحة فعالة جدًا، ولهذا لماذا لا تزال هناك حاجة إلى دقة عالية جدًا لتسديد الأسلحة؟ الإجابة هي أن الأسلحة الموجَّهة باهظة الثمن، وفي سيناريو الوقت

الحاضر لقيود التكلفة فإن "القنابل الحديدية"، والصواريخ، والمدافع هي رخيصة الثمن. وبالرغم من كفاءة صواريخ "ما وراء مدى الرؤية" (beyond visual range)، فإن صعوبة تمييز الصديق من العدو لا تزال متواجدة، كما أن الاستخدام المتقارب للمدافع لا يزال يعتبر ضروريًا. وليس من الممكن بعد تصويب الأسلحة غير الموجَّهة بشاشة مركَّبة في الخوذة لدقة كافية.

ودقة شاشة الرأس المرتفع يمكن اشتقاقها من سلسلة من العناصر تتضمن:

- البيانات المُدخَلة
- المعالَجة وتوليد الرموز
- الانحراف والفيديو التناظري
- أنبوب أشعة الكاثود
- التركيب

جميع هذه العوامل أصبحت الآن متطورة جدًا إلى درجة أن العنصر النهائي في السلسلة، وهو الطيار، يعطي أخطاء مساوية أو أكبر. وبشكل شامل بدءًا من إدخال البيانات إلى الإخراج البصري لشاشة الرأس المرتفع، فإنه يمكن الحصول على دقة أفضل من 0.5-1 mRad (ميللي راد) لوضع رمز على الهدف في مَركَز مجال الرؤية. وحتى عند حافة شاشة الرأس المرتفع الانكسارية النموذجية، عند 10 درجات خارج المحور، فإن من الممكن الحصول على دقة 1.5-2 mRad.

إن شاشة الرأس المرتفع مثبتة بإحكام إلى هيكل الطائرة ومصطفة إلى جزء من الميللي راد بوسائل ميكانيكية و/أو إلكترونية. اصطفاف البصريات وأنبوب أشعة الكاثود أيضًا ناتج من صلابة الهيكل القاعدي لشاشة الرأس المرتفع بحيث إن أخطاء ثقب الإبصار (boresight) يمكن أن تكون أقل من 0.15 mRad في الانحراف والانعراج، و0.6 mRad في الدحرجة. وشاشة الرأس المرتفع في علاقة ثابتة بانتظام مع حاجب الريح الأمامي (windshield) وتسمح رؤية العالم الخارجي فقط من خلال

شريحة صغيرة ومحدَّدة جدًا. والتصحيحات يمكن تطبيقها بسهولة فيما يتعلق بالتأثيرات البصرية لحاجب الريح الأمامي وتشويه موضع الرمز.

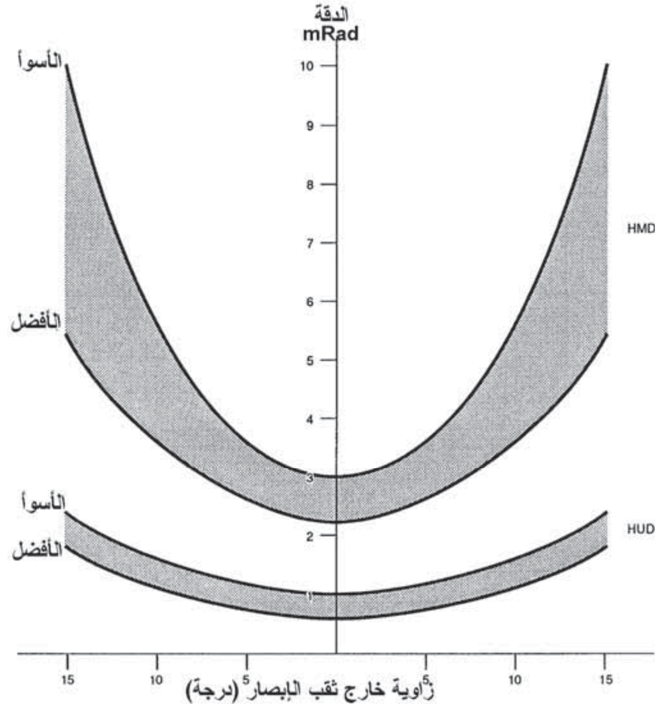
وعلى العكس من ذلك، فإن الشاشة المركَّبة في الخوذة لا يمكن وضعها بإحكام بالنسبة إلى عين الطيار بسبب قيود تصميم الخوذة مثل ارتياح العين، والوزن، والراحة، الخ. وخط بصر الطيار بالنسبة إلى محاور هيكل الطائرة ينبغي استنتاجها من خلال متتبِّع الرأس، وعلى الرغم من أن الدقة على ثقب الإبصار وفي المنطقة الرئيسية لصندوق حركة الرأس أفضل من 2 mRad، وهذا ينخفض إلى 8 إلى 10 mRad عند الزوايا الكبيرة خارج ثقب الإبصار. كما أنها أيضًا تتأثر بإمكانية الطيار لإبقاء رأسه ثابتًا تحت الصدمة التي يتم معاناتها عند السرعات دون الصوتية العالية في الظروف المضطربة. وإدخال نظام تتبُّع عين عملي ربما يحسِّن في النهاية من الدقة التشغيلية للشاشة المركّبة في الخوذة. والصعوبة الأخرى في الشاشة المركّبة في الخوذة هي أنه ليس من السهل التعويض عن أخطاء حاجب الريح الأمامي إلى درجة عالية جدًا من الدقة على صندوق حركة الرأس كاملًا.

وسلسلة الدقة كاملة للشاشة المركَّبة في الخوذة، بالإضافة إلى عوامل شاشة الرأس المرتفع، ستكون لها هذه العوامل الإضافية:

- اصطفاف الخوذة
- دقة نظام التتبُّع
- حاجب الريح الأمامي

يبيّن الشكل (36.2) علاقة الدقة بزاوية خارج ثقب الإبصار لشاشة الرأس المرتفع والشاشة المركَّبة في الخوذة. ويمكن ملاحظة القيود الحالية للشاشة المركَّبة في الخوذة من حيث دقة إيصال الأسلحة غير الموجَّهة.

والتطوير جارٍ لتحسين دقة نظام تتبُّع الرأس، ويجب أن تكون هناك إمكانية للحصول على دقة مقبولة، وإن لم تكن جيدة كما في شاشة الرأس المرتفع.



الشكل (36.2): مقارنة دقة شاشة الرأس المرتفع (HUD) والشاشة المركَّبة في الخوذة (HMD) للأنظمة الحالية في الخدمة.

وما من شك أن توفيرات التكلفة، والوزن، "وعقارات" مقصورة الطيار التي يمكن إحرازها بإلغاء شاشة الرأس المرتفع في الطائرات المستقبلية القتالية/الهجومية تقدم حافزًا قويًا لتحسين سلامة ودقة الشاشة المركَّبة في الخوذة. ووزن وحجم الشاشة المركَّبة في الخوذة ينبغي أيضًا خفضهما قدر الإمكان. ومن المثير للاهتمام ملاحظة أن المنافس لبوينغ (Boeing) لبرنامج الطائرات القتالية الهجومية المشتركة ((Joint Strike Fighter (JSF)) لم يمتلك شاشة رأس مرتفع واعتمد كليًّا على الشاشة المركَّبة في الخوذة – وهذه إشارة جيدة للتقدم الذي أُحرِز في تقنية الشاشة المركَّبة في الخوذة.

في هذه الأثناء، على أيّة حال، فإن الحاجة إلى مجال رؤية واسعة جدًا لشاشة الرأس المرتفع يمكن أن تكون موضع سؤال عندما يكون الطيار مجهَّزًا

بشاشة مركَّبة في الخوذة ونظام رؤية غير مباشرة موجَّه بالرأس. التطويرات المستقبلية قد ترى كذلك تجميعًا يتكون من شاشة مركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة وشاشة رأس مرتفع انكسارية بمجال رؤية لحظية تُقدَّر بحوالى 20^o. واستخدام طلْيَة روجيت للعازل الكهربي على مجمِّع شاشة الرأس المرتفع الانكسارية يتيح الحصول على شاشة عالية السطوع بفَقْد صغير جدًا لرؤية العالم الخارجي من خلال المجمِّع. والشاشة أيضًا ساطعة بما يكفي لرؤية صورة شبكة خطوط المسح التلفزيونية على شاشة الرأس المرتفع في بعض الظروف النهارية.

ووجود أجهزة الليزر التي يمكن أن تؤدي إلى إتلاف العين قد أصبحت في نطاق العامة على مدى 20 سنة تقريبًا. وهذه يمكن تشغيلها عند مستويات قدرة منخفضة نسبيًا لإبهار عيني طيار الطائرة المقتربة بحيث يصبح الطيار فاقدًا لتوجيهه ويجب أن يوقف الهجوم. ويمكن أيضًا تشغيل الليزر عند مستويات قدرة أعلى تكفي لأن تُسبِّب ضررًا دائمًا لشبكية العين مؤدية إلى ضعف في الرؤية وعمى إذا كانت عالية بما فيه الكفاية. في المواجهات القتالية المستقبلية، بالتالي، ربما سيكون من الضروري الطيران بمقدِّم خوذة غير شفاف مناسب مركَّب على الخوذة لحماية عيني الطيار من الأسلحة البصرية عند التشغيل في المناطق التي يوجد فيها مثل هذا التهديد. ويجب على الطيار عندئذ الطيران بالطائرة بوسائل أنظمة الرؤية غير المباشرة الموجَّهة بالرأس وبرموز تصويب الأسلحة والرحلة المتراكَبة.

مقدرة الشاشة المركَّبة في الخوذة واستغلال فكرة عمل مقصورة الطيار التقديرية قد تم شرحهما بإيجاز، ومن المحتمل أن هذه الأفكار سيتم استغلالها في الجيل التالي من الطائرات العسكرية.

وأخيرًا، يجب ملاحظة أن هناك تطبيقات مدنية للشاشة المركَّبة في الخوذة كجزء من نظام الرؤية غير المباشرة للعمليات الليلية/جميع أحوال الطقس للهليكوبترات. وهذه تتضمن عمليات الإنقاذ البحرية، وتجهيزات الحفر النفطية البعيدة عن الشاطئ، وشرطة المراقبة بالهليكوبتر، وخفر الحدود باستخدام الهليكوبترات.

6.2 شاشات الرأس المنخفض Head down displays

1.6.2 المقدمة Introduction

شاشات الرأس المنخفض هي أقدم أنواع الشاشات الإلكترونية، ونشأت مع شاشات الرادار المحمولة جوًّا في الحرب العالمية الثانية، وطُوِّرت فيما بعد لتصبح العمود الفقري لمقصورة الطيار. وهي تُشكِّل الشاشات الرئيسية للمقصورة في الطائرات المدنية – شاشات ملوَّنة "من الجدار إلى الجدار" حوَّلت سطح الطيران المدني في السنوات الأخيرة – من الطائرات النفاثة الكبيرة "الجمبو" (jumbo) إلى الطائرات الشخصية الصغيرة.

وعادة، تحتوي شاشة الرأس المنخفض على شاشة CRT (أو LCD) مع دوائر التشغيل، وتنظيم القدرة، وكما في شاشة الرأس المرتفع، هناك دائمًا معالِج بسيط، وبرمجيات التدبير المنزلي للتحكم في السطوع، والفحص الذاتي، وتغييرات النمط. وبعض الوحدات في الوقت الحاضر تحتوي على معالِج كامل ومولِّد رموز ورابط بيني للناقل السريع للبيانات، إلا أنه من المعتاد لشاشات الرأس المنخفض أن يتم تشغيلها بواسطة معالِج (معالِجات) شاشة مركزي.

وحجم شاشة الرأس المنخفض عادة يتحدد بمعيار ARINC (شركة راديو الطيران المحدودة) (Aeronautical Radio Inc.) على شكل مربع بزيادات قدرها واحد بوصة – على سبيل المثال، 5×5 بوصة، 6×6 بوصة، الخ. وهذا ليس مثاليًا لفيديو نسبة الامتداد (aspect ratio) 4:3 العادي، وحقيقة وُجِدَت شاشات مستطيلة الشكل في كل من المقصورات العسكرية والمدنية.

متطلبات السطوع العالي والدقة قدَّرت بأن مقصورة الطائرات العسكرية لا تزال سائدة بالشاشات أحادية اللون – أضف إلى ذلك، فإن المستشعِرات مثل الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء (FLIR) والتلفزيون المنخفض الضوء (LLTV) أحادية اللون. ويجب ملاحظة أن اللون الأخضر هو عند قمة الاستجابة للرؤية

البشرية. وتقدم شاشة أنبوب أشعة الكاثود الخضراء كلاً من السطوع والتباين الكروماتي تجاه السماء الزرقاء.

ومقصورة الطائرات المدنية، المظللة من أشعة الشمس المباشرة إلى حد أكبر بكثير من مقصورة الطائرات العسكرية، شهدت إدخال شاشات أنبوب أشعة الكاثود الملوَّنة قبل التطبيق العسكري. والبيئة المدنية أيضًا أكثر اعتدالاً من حيث مستويات الاهتزاز، والتسارع، والصدمات التي يتم معاناتها. وأنابيب أشعة الكاثود الملوَّنة يتم تركيبها في المقصورات العسكرية لشاشات الخرائط الفيديوية.

إن شاشات أنبوب أشعة الكاثود الملوَّنة لا تزال هي تقنية العرض السائدة من حيث عدد الطائرات المجهزة بشاشات ملوَّنة. وهذا الوضع، على أيّة حال، قد بدأ يتغير على مدى العقد الماضي مع تطوير شاشة البلورات السائلة الفاعلة المصفوفة الملوَّنة (AMLCD). وشاشات AMLCD الملونة في الوقت الحاضر تحل محل شاشات CRT الملونة في العديد من تطبيقات شاشة الرأس المنخفض في كل من الطائرات المدنية والعسكرية. سيتم استعراض تقنية الشاشات في القسم 9.2 حيث يتم مناقشة شاشات أنبوب أشعة الكاثود الملونة وشاشات البلورات السائلة الملونة بتفصيل أكبر.

2.6.2 شاشات الرأس المنخفض للمقصورة المدنية

Civil cockpit head down displays

لقد حدثت ثورة كبيرة في شاشات المقصورة المدنية باستبدال العديد من الشاشات التقليدية بشاشات أنبوب أشعة الكاثود الملونة المتعددة الوظائف. والبعض من هذه الأجهزة التقليدية تم إبقاؤها كأجهزة احتياطية إلا أن الشاشات الأساسية الآن هي الشاشات الملونة المتعددة الوظائف.

وهناك الآن دافع قوي جدًا لاستبدال الأجهزة الكهروميكانية الاحتياطية مثل مقاييس الارتفاع، ومؤشرات السرعة الجوية، والأفق الاصطناعي، ومؤشرات

الاتجاه بأجهزة حالة صلبة مكافئة كاملة بشاشة بلورات سائلة ملونة. وواضح أن القدرة الكهربائية أساسية لعمل هذه الأجهزة الاحتياطية، فهي مصمَّمة للتشغيل من أنظمة تغذية ببطاريات طوارئ في حال فقدان التغذية الكهربائية الرئيسية. سيتم تغطية موضوع أجهزة الحالة الصلبة الاحتياطية في القسم 6.6.2.

لقد حوَّلت هذه التطويرات سطح الطيران إلى ما هي عليه الآن وتبدو «أنظف» كثيرًا وأقل فوضى من الجيل السابق لطائرات النقل المدنية النفاثة. يبيّن الشكلان (3.1) و(4.1) في الفصل الأول سطح طيران حديث.

التقنيات الهجينة بشبكة خطوط المسح/الكتابة على شكل شَرْطات بشكل عام تُستخدَم لإنتاج أنماط العرض في شاشات أنبوب أشعة الكاثود المدنية للرأس المنخفض. وتقنية الكتابة على شكل شَرْطات تقدم خصائص الكتابة الدقيقة للرموز بألوان تعبئة يتم إنتاجها بنمط شبكة خطوط المسح.

وفي حالة شاشة البلورات السائلة الفاعلة المصفوفة، يُستخدَم نمط المسح لشبكة خطوط المسح لإنتاج شاشة ملونة من محتويات مخزون الإطار الفيديوي المزوَّدة ببيانات الرموز المولَّدة، وبيانات فيديوية إذا كانت قابلة للتطبيق.

ويتم نسخ الشاشات لكابتن الطائرة والطيار الثاني وتكون متعددة الوظائف، ومن الممكن إعادة تهيئة المعلومات المعروضة في حال حدوث فشل لأي شاشة معيّنة.

وشاشة الرحلة الأساسية تحل محل ستة أجهزة كهروميكانية: مقياس الارتفاع، ومؤشر السرعة الرأسية، ومؤشر الأفق الاصطناعي/موجِّه الوضع، ومؤشر الاتجاه/البوصلة، ومقياس ماخ. وأشكال شاشة الرحلة الأساسية تتبع النسَق الكلاسيكي ‘T’ لأجهزة الرحلة الأساسية التقليدية، كما ورد في الفصل السابع. وجميع معلومات الرحلة الأساسية معروضة على شاشة الرحلة الأساسية، وبالتالي فهي تقلل من قيام الطيار بالبحث الدقيق، كما أن استخدام الألوان يتيح فصل المعلومات بسهولة والتوكيد حيث يكون مناسبًا.

يبيّن الشكل (37.2) تمثيلاً لشاشة الرحلة الأساسية. السرعة الجوية مبيّنة على مقياس في الجانب الأيسر مع الارتفاع الضغطي والسرعة الرأسية على

مقاييس الجانب الأيمن. ومعلومات اتجاه الطائرة مبيّنة على شكل مقياس "شريطي" أسفل شاشة الوضع. وشاشة الأفق الاصطناعي/الوضع لها خلفية زرقاء أعلى خط الأفق تمثل السماء وخلفية بُنِّية أسفل خط الأفق تمثل الأرض. وهذا يتيح تحديد "أيُّ الاتجاه هو الأعلى" واتجاه الطائرة بشكل سريع بواسطة الطيار عند الاسترداد من الوضع غير العادي، على سبيل المثال، نتيجة للتقلب الشديد للطائرة النفاثة.

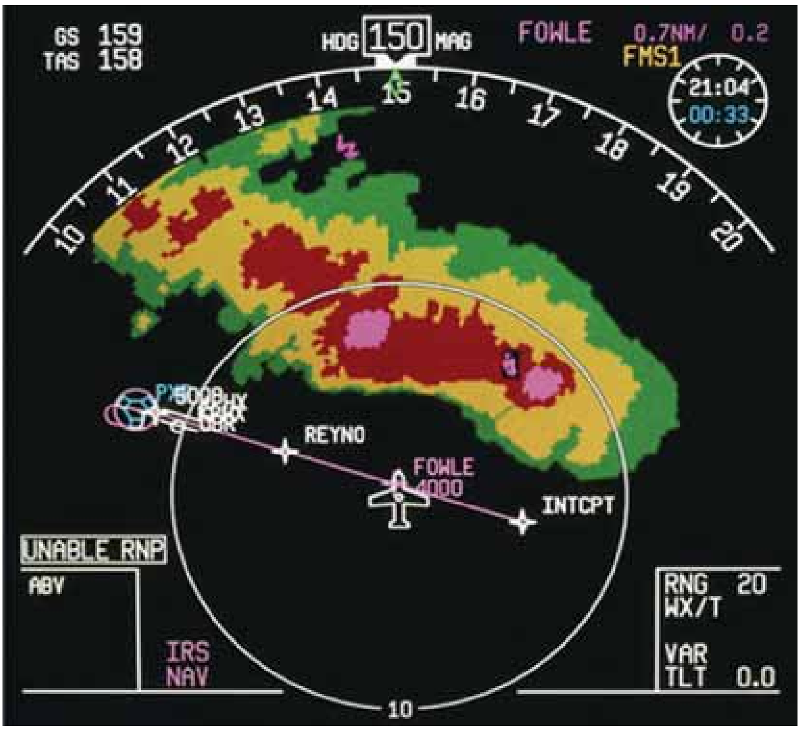


الشكل (37.2): شاشة الرحلة الأساسية (بترخيص من شركة Honeywell International, Inc.).

ويجب ملاحظة أن شاشة مؤشر اتجاه الوضع هي شاشة هامة على أيّ طائرة للاسترداد من الأوضاع غير العادية، وخصوصًا عندما تكون إشارات الرؤية العادية للعالم الخارجي غير موجودة (مثلاً عند الطيران في السحب أو ليلاً) لأن الطيار يمكن أن يصبح غير موجَّه. والشاشة العادية للوضع على شاشة الرأس المرتفع غير مناسبة لهذا الغرض، كونها دقيقة جدًا، وهو مقياس بناءً على ذلك

يتحرك بشكل سريع جدًا. وهناك حالات مسجَّلة لطيارين بطائرات عالية الخفة أصبحت غير موجَّهة في السحب. وفي حالة واحدة كان الطيار يطير بسرعة فوق الصوتية، مقلوبًا رأسًا على عقب ومنقضًّا نحو الأرض بزاوية 35^{o}، وأصبح مدرِكًا للوضع فقط عندما خرج من السحب عند حوالى 10,000 قدم. ولحسن الحظ أنه كان قادرًا على الاسترداد من هذا الوضع في حينه.

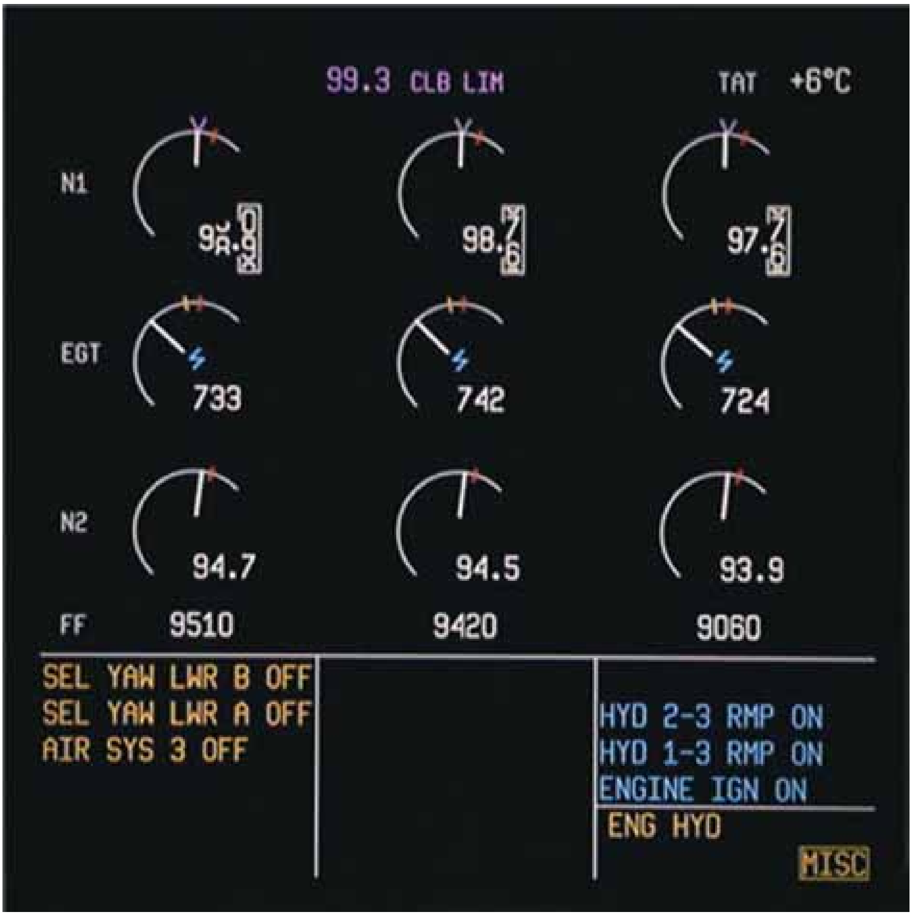
يبيّن الشكل (38.2) شاشة مِلاحة نموذجية (أو وضع أفقي). الأنماط الممكن اختيارها للطيار تتضمن شاشة توجيه قرص البوصلة التقليدية، وأنماط نظام الهبوط الآلي (ILS) الموسع، أو الراديو الشامل المدى ذو التردد العالي جدًا (VOR)، ونمط الخريطة الذي يبيِّن موضع الطائرة بالنسبة إلى نقاط طرق معيَّنة، ونمط الشمال في الأعلى الذي يبيِّن خطة الرحلة. وشاشات رادار الطقس يمكن تراكبها على الخريطة، كما هو مبيّن في الشكل التوضيحي.



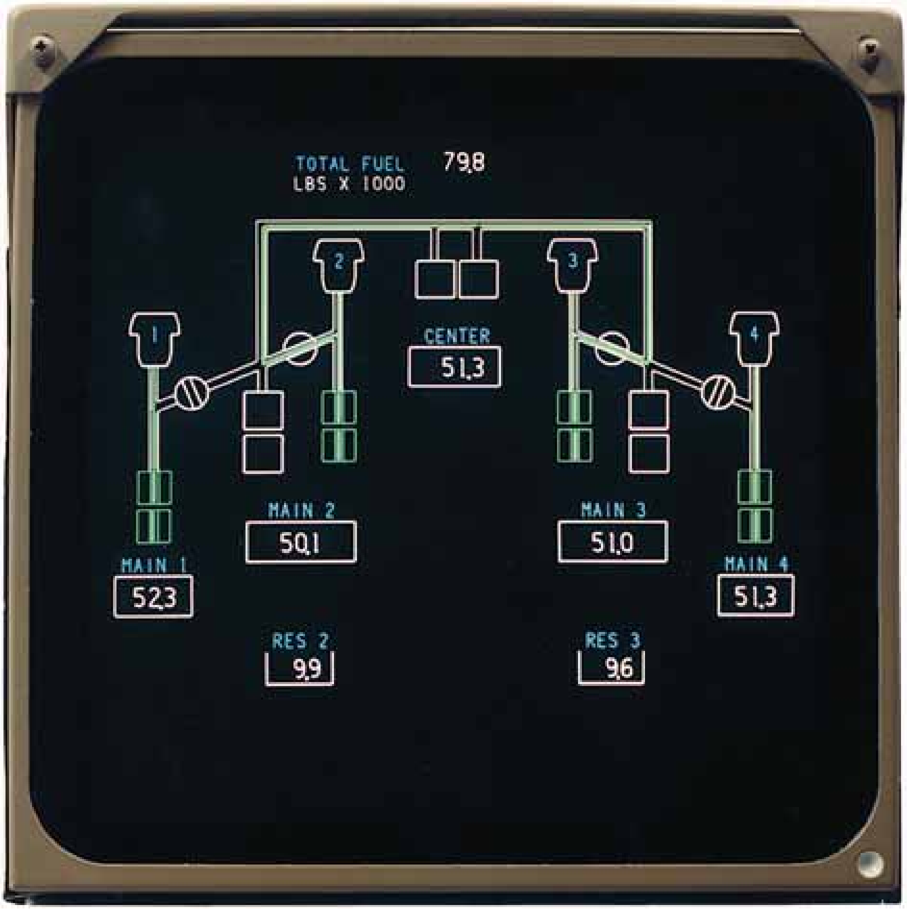
الشكل (38.2): شاشة مِلاحة نموذجية (أو وضع أفقي) (بترخيص من Honeywell International, Inc.).

ويبيّن الشكل (39.2) شاشة مؤشر المحرِّك والرسائل التنبيهية للطاقم (engine indication and crew alerting messages (EICAS)). على سبيل المثال، رسائل التنبيه والتحذير الأساسية تظهر في موقع مركزي واحد. وأيضًا، شاشات أجهزة المحرك تَستخدِم تغيّرات الألوان لعرض حالات التجاوز بوضوح.

ويبيّن الشكل (40.2) شاشة شاملة، حيث يمكن عرض شكل تخطيطي (شامل) لنظام الطائرة، ورسومات عرض لنظام الوقود، والهيدروليك، والنظام الكهربي، وترتيبات الأنظمة الأخرى. ومراقبة أنظمة الطائرة يمكن عرضها بوضوح بشكل تخطيطي تبيّن مواضع الصمامات، والحالة الحالية، والمعلومات المتعلقة الأخرى.



الشكل (39.2): شاشة مؤشر المحرِّك والرسائل التنبيهية للطاقم (بترخيص من Honeywell International Inc.).



الشكل (40.2): شاشة شاملة (بترخيص من Collins Avionics، Honeywell International).

3.6.2 شاشات الرأس المنخفض العسكرية

Military head down displays

شاشات الرأس المنخفض الفيديوية (أي شبكة خطوط المسح) تتضمن الآن الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء (FLIR)، والتلفزيون المنخفض الضوء (LLTV)، والخرائط. في نمط الكتابة المتصلة (cursive)، فإن جميع وظائف شاشة الرأس المنخفض يمكن تكرارها متراكِبة على صور شبكة خطوط المسح. ويمكن عرض بيانات المحركات والوقود، ونقاط طريق المِلاحة، ومضيف وظائف

"التدبير المنزلي" (مثلاً الهيروليك، وتكييف الضغط). ويتطلب أيضًا شاشة إدارة التخزين مبيِّنة الأسلحة المحمولة وحالتها.

وعادة تكون هناك حافة مائلة حول الشاشة مع مفاتيح. وفي بعض الأحيان يتم تخصيص مفاتيح هامة أو هذه قد تكون "مفاتيح برمجية" (soft keys) حيث تُكتَب الوظيفة بجانب المفتاح على الشاشة. وما تسمى الأسطح اللمسية يجري إدخالها باستخدام تقنيات مثل حُزَم الأشعة تحت الحمراء عبر سطح الشاشة أو حتى موجات صوتية سطحية، التي فيها يمكن أيضًا قياس الضغط المطبق ليعطي الإحداثيات X، Y، و Z.

ويتم حاليًا تهيئة مقصورات عسكرية متقدمة نموذجية بأربع شاشات رأس منخفض هي:

- شاشة الوضع الأفقي ((horizontal situation display (HSD) وهي شاشة خرائط ملوّنة 8×6 بوصة بنسق "عمودي" (portrait) مع تراكب رموز المسار وبيانات التهديد.
- شاشة الوضع الرأسي ((vertical situation display (VSD) وهي شاشة فيديوية بالأشعة تحت الحمراء 6×8 بوصة تُظهِر الاستهداف فيديويًا بتكبير متعدد. الشاشة الحالية هي أحادية اللون بنسق "أفقي" (landscape) مع تراكب للرموز. وستحل شاشة ملونة عالية الدقة في نهاية المطاف محل الشاشة أحادية اللون.
- شاشة حالة الأنظمة ((systems status display (SSD) وهي شاشة بيانات حالة النظام 5×5 بوصة. وهي شاشة رمزية أحادية اللون مع تراكب إدخال البيانات بطريقة لمسية.
- شاشة التحكُّم بالأنظمة ((systems control display (SCD) وهي شاشة بيانات تحكُّم النظام 5×5 بوصة. وهي شاشة رمزية أحادية اللون مع تراكب إدخال البيانات بطريقة لمسية.

المقصورات المتقدمة للجيل التالي من الطائرات القتالية/الهجومية قد تكون لها شاشتان ملونتان كبيرتان فقط كنظامي عرض أساسيين للرأس المنخفض. وهذه قد تصبح شاشة واحدة كبيرة بتطويرات إضافية في تقنية العرض.

يبيّن الشكل (41.2) لوحة الأجهزة لطائرة بوينغ (Boeing X32 JSF) التوضيحية لأدوات مقصورة الطائرة التي تتميز بسطحين من شاشتين ملونتين لوحيتين مسطحتين كبيرتين. ويمكن للطيار تقسيم كل شاشة إلى أربع نوافذ على الأكثر. وهذا يتيح، على سبيل المثال، العرض الآني وبدقة عالية للأشعة تحت حمراء، والرادار ذو الفتحة الاصطناعية، وبيانات الخريطة. وهذه الشاشات اللوحية المسطحة هي نفس نوع تلك المستخدَمة في الكمبيوترات المحمولة التجارية، ويتم تقويتها لمقاومة بيئة الطائرات القتالية بتركيبها في حواف مائلة متجعدة (crisp).



الشكل (41.2): أجهزة مقصورة الطيار التوضيحية لبوينغ X32 JSF. وكلٌّ من شاشتي عرض الرأس المنخفض الأساسية يمكن تقسيمها إلى أربع نوافذ بالتفعيل الصوتي.

4.6.2 إنتاج شاشة تراكُب شبكة خطوط المسح

Raster overlay display generation

إنتاج الرموز في عملية المسح الشبكي لخطوط المسح (مثلاً الخطوط، والدوائر، والأقراص، والمقاييس، والحروف الأبجدية–الرقمية) لتراكُب فيديو شبكة خطوط المسح التلفزيوني، أو لعرض معلومات مجدولة، أو لإنتاج شاشة خرائط يعتبر أساسيًا لمثل هذه الشاشات. وبالتالي، نقدم فيما يلي شرحًا مختصرًا للأفكار الأساسية المستخدَمة لإنتاج شاشات التراكُب هذه.

الميزة الأساسية لعملية شبكة خطوط المسح لإنتاج صورة فيديوية يجب أيضًا التعرُّف عليها، أيْ معرفة عرض حزمتها العالية. عملية المسح لشبكة خطوط المسح، في الواقع، جعلت التلفزيون عمليًا لأنها تتيح إضاءة كل عنصر للصورة (بيكسل) (pixel) على سطح الشاشة بالشدة المطلوبة بمعدلات إنعاش فيدويوي متشابِك 50 Hz. (وشبكة خطوط المسح المتناوبة يتم إنعاشها عند 50 Hz. الأجهزة الإلكترونية الحديثة يمكن أن تُنتِج في الوقت الحاضر عرضاً فيديوياً غير متشابِك عند 50 Hz). وكما أُشير سابقًا، على أيّة حال، فإن الشاشة المولَّدة بشبكة خطوط المسح هي في الأصل ذات سطوع أقل من شاشة الكتابة المتصلة.

النقطة الأولى التي سيتم التعرف عليها عن نظام توليد شبكة خطوط المسح هي أن موضع أيّ عنصر للصورة يتم إضاءته على الشاشة يتحدد بواسطة الفترة الزمنية من بداية رسم أول خط لشبكة خطوط المسح في الإطار التلفزيوني. على سبيل المثال، افترض شاشة ذات 625 خط مسح شبكي يتم إنعاشها عند 50 Hz. الزمن اللازم لإنتاج إطار كامل يساوي $10^6/50$، أي 20,000 ميكروثانية. (لقد أُهمِل زمن الارتداد لغرض التبسيط في هذا المثال).

الزمن المُستَغرَق لرسم خط مسح شبكي هو بالتالي 20,000/625، أي 32 ميكروثانية. وتتيح ساعة 32 MHz بهذا تحليل موضع نقطة على خط مسح شبكي وحيد إلى دقة 1/32×32، أي 1 في 1024. (ويجب ملاحظة أنه تُستخدَم مؤقِّت

32 MHz لتوليد الشكل الموجي لشبكة خطوط المسح التي هي بالتالي مقفلة الطور لنبضة تزامن الإطار التلفزيوني).

وبهذا، لإضاءة عنصر واحد للصورة، على سبيل المثال، على خط المسح الشبكي 121 عند 400 بيكسل من بداية خط المسح الشبكي فإنه من الضروري إرسال أمر تسطيع عند:

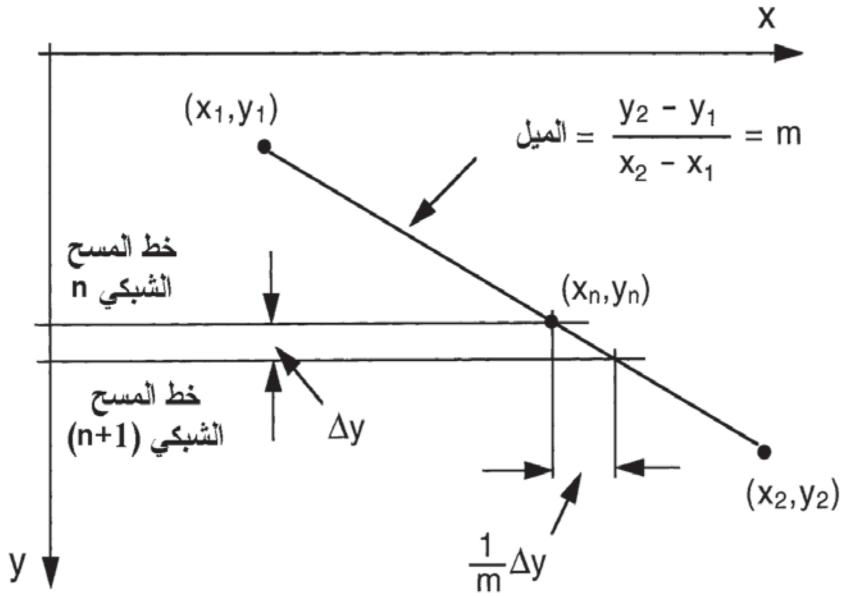
$$(120\times32)+\left(\frac{400}{1024}\times32\right)$$

أي عند 3852.5 ميكروثانية من بداية الإطار التلفزيوني.

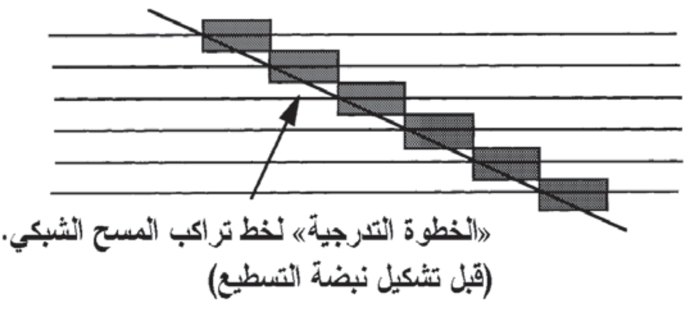
يبيِّن الشكل (42.2) عملية رسم خط مستقيم بين النقطتين الإحداثيتين (x_1, y_1) و (x_2, y_2). وأيّ شكل يمكن عندئذ رسمه كمجوعة من التقريبات القطعية للخط المستقيم. ويمكن بهذا تنفيذ برنامج مناسب لإنتاج الشاشة بواسطة معالج سريع خاص لرسم قِطَع الخط المستقيم باستخدام العملية المبيّنة في الشكل (42.2).

خطوات خط المسح الشبكي في خط الشاشة المتراكِبة غير ظاهرة كثيرًا عندما يكون الخط بالقرب من الأفقي أو بالقرب من الرأسي. وتصبح الخطوات أكثر ظهورًا عندما يميل الخط بزاوية على الأفقي (أو الرأسي)، كما هو ملاحظ في الشكل (42.2). وهذه "الخطوة التدرجية" في ظهور الخط يمكن خفضها بشكل كبير من خلال تغيير شكل نبضة التسطيع كدالة في ميل الخط. واستخدام هذه التقنية تتيح إنتاج جودة معقولة لرموز تراكب خطوط المسح الشبكي من حيث ظهور الرؤية، على الرغم من أنها ليست "متجعدة" مثل الرموز المكتوبة على شكل شَرْطات.

لقد استُخدِمت معالجات خاصة "موجَّهة المهمة" ذات سرعة عالية تستند إلى حساب عناصر منفصلة لهذا الغرض حتى مجيء "مجموعات رقائق الرسوم" التي تستخدم تطبيق التكامل الواسع النطاق جدًا (VLSI). وهذه التقنية تُستخدَم في الوقت الحاضر لتقديم إمكانية إنتاج الرسوم الملوَّنة السريعة والفاعلة جدًا.



افترض خط تراكب يصل بين النقطتين (x1, y1) و (x2, y2).
خط التراكب سيقطع خط المسح الشبكي n عندما x = xn.
وخط التراكب سيقطع خط المسح الشبكي (n+1) عندما $x = x_n + \frac{1}{m}\Delta y$
وخط التراكب سيقطع خط المسح الشبكي (n+2) عندما $x = x_{n+1} + \frac{1}{m}\Delta y$
وهكذا.



الشكل (42.2): إنتاج خط تراكب المسح الشبكي.

5.6.2 شاشات الخرائط الملوَّنة المتحركة المولَّدة رقميًا

Digitally generated moving colour map displays

الخريطة بالتأكيد هي أفضل طريقة للتمثيل المرئي للحالة الأفقية للطائرة. وبمعنى آخر، معرفة موقع الطائرة بالنسبة إلى نقاط الطريق المختارة والتوجُّه، والمسارات البديلة، والهدف، وموقع الملامح التضاريسية المعيَّنة مثل الجبال، والهضاب، والوديان، والأنهار، والخطوط الساحلية، والقرى، والمدن، وخطوط السكك الحديدية، والطرقات، الخ. ويمكن الآن إنتاج الخرائط الملونة رقميًا من قاعدة بيانات الخرائط المخزونة في ذاكرة الكمبيوتر وتحريكها آنيًّا مع الطائرة بحيث تكون الطائرة في مركز شاشة الخرائط. كما يمكن توجيه الخريطة بحيث يكون "التتبُّع في الأعلى" أو "الشمال في الأعلى" من خلال اختيار النمط المناسب. ويقدم نظام الملاحة المعلومات الأساسية لتحريك ودوران الخريطة للحفاظ على التوجيه المختار (عادة التتبُّع في الأعلى).

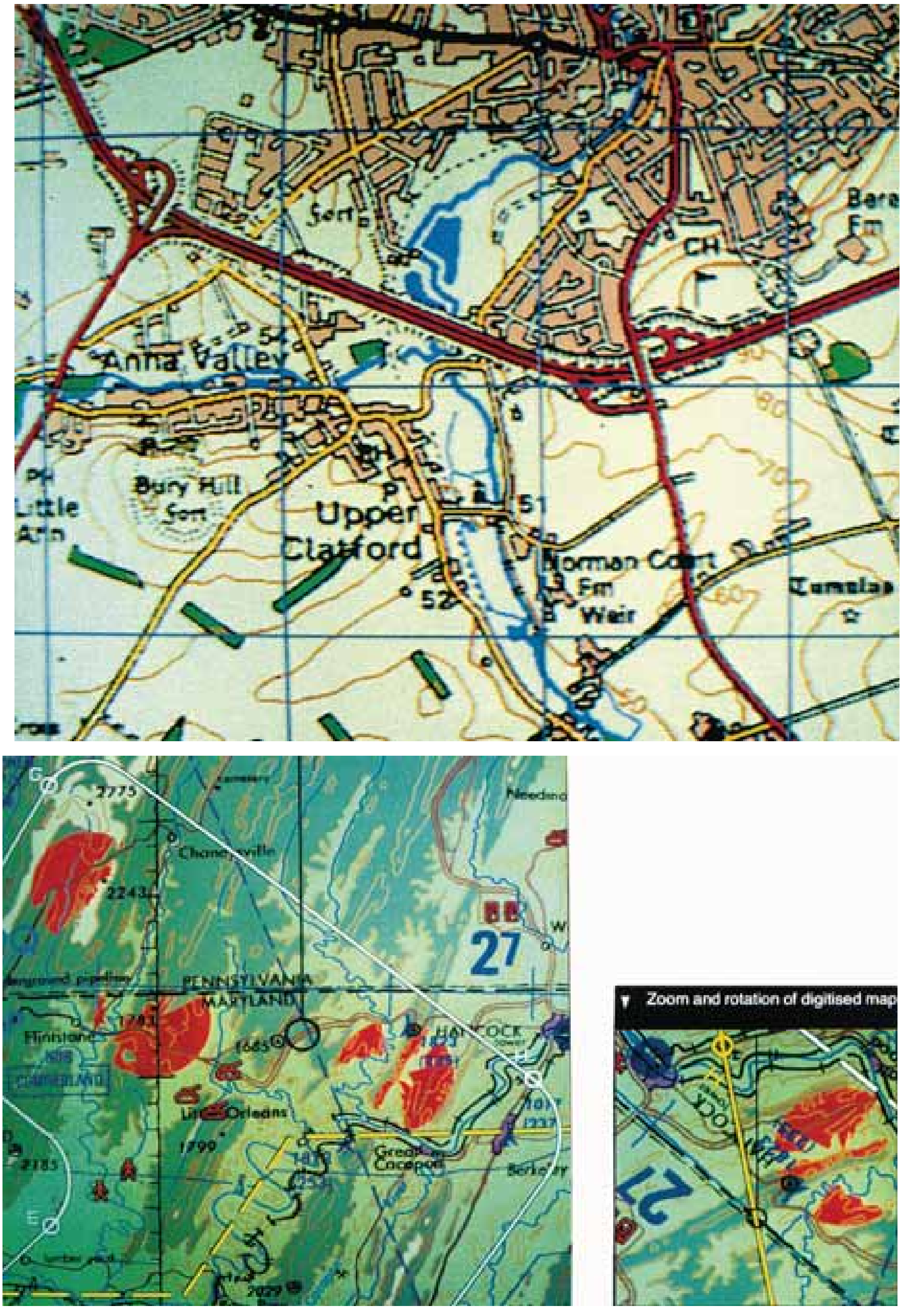
والنظام له مميزات كبيرة في المرونة والمقدرة على عرض وتراكب المعلومات، التي لم تكن ممكنة بشاشات الخرائط الفيلمية المسقَطة السابقة. من هذه المميزات ما يلي:

- مرونة المقياس: يمكن عرض الخريطة بأي مقياس يتم اختياره. وزمن إعادة رسم الخريطة عند المقياس الجديد المختار هو عادة ثانية واحدة إلى ثانيتين.
- الرؤية الأمامية وسهولة التكبير: يمكن للطيار النظر إلى الخريطة من مسافة ما أمامه من موضع الشاشة في الطائرة والتكبير بمقياس أكبر لرؤية تفاصيل التضاريس، على سبيل المثال في منطقة الهدف، أو مطار التوجه، الخ.
- شاشة وضوح التضاريس: التضاريس أعلى الارتفاع الحالي للطيار يمكن تلوينها بشكل مميَّز بحيث يكون الطيار مدركًا لموقع التضاريس الخطرة المحتملة مثل الهضاب والجبال بالنسبة إلى الطائرة. ويمكن بالتالي اتخاذ إجراءات التفادي المناسبة في الوقت المناسب.

- شاشة حجب التضاريس: المناطق الموجودة أسفل خط بصر الرادار لمواقع رادار العدو المعروفة (أو المحتملة) يمكن عرضها على الخريطة، وبهذا فإن تلك الميزة يمكن أخذها كحجب للتضاريس للتقليل من احتمالية الكشف.
- فصل المعلومات المشوّشة (de-cluttering): المَعالِم والمعلومات (مثلاً أسماء الأماكن) غير المطلوبة يمكن حذفها من شاشة الخريطة لفصل تشويش الخريطة لمرحلة محددة من المهمة. وهناك معالم معيَّنة يمكن تثبيتها. وشاشة الخريطة يمكن استردادها لإظهار المعلومات كاملة متى ما يتم الاحتياج إليها.
- مواقع التهديد: وهذه قد تكون مواقع صواريخ العدو، أو مواقع المدفعيات المضادة للطائرات، أو ميادين طيران الطائرات القتالية، أو الرادارات. وحدود الطيران التي تبيِّن، مثلاً، مدى الصاروخ من موقع محدد أو مواقع محددة يمكن إظهارها بلون مميَّز.
- عوائق الارتفاع المنخفض المعروفة: أبراج الكهرباء، وكابلات القدرة، والأبراج، الخ، يمكن تثبيتها على الخريطة، على سبيل المثال بتوضيحها، عند الطيران على ارتفاع منخفض.
- شاشات الخرائط ثلاثية الأبعاد: يمكن إنتاج خريطة ثلاثية الأبعاد، مثلاً لمنطقة الهدف، لتساعد الطيار في استيعاب التضاريس المحلية مرئيًا، وبالتالي تساعده في إحراز الهدف.

يوضح الشكلان (43.2) (أ) و(ب) شاشات لخرائط فيديوية مولَّدة رقميًا. سيتم أدناه تقديم عرض مختصر للأفكار المستخدمة لإنتاج شاشة خرائط فيديوية.

من المهم التأكيد أن شاشة الخرائط الفيديوية يتم إنتاجها بطريقة شبكة خطوط المسح. وهذا بسبب كمية المعلومات التي يجب عرضها، حيث إن نظام الكتابة المتصلة (أو الكتابة على شكل شَرْطات) له عرض حزمة غير كافية.



الشكل (43.2): شاشات خرائط متحركة ملوَّنة (بترخيص من BAE BIOSYSTEMS).

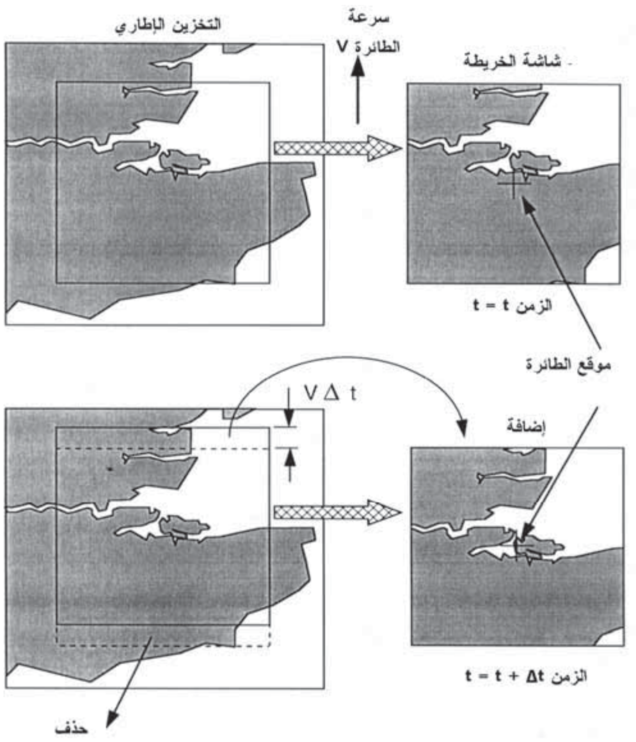
ملاحظة: في نمط "الشمال في الأعلى"، تصطف الخريطة آليًا للموضع الحالي الذي هو مركز شاشة العرض. وعند استخدام أنماط "التتبُّع/الاتجاه في الأعلى"، يكون الوضع الحالي مُزاحًا ليعطي أقصى رؤية أمامية.

ويتم خزن معلومات بناء الخريطة في قاعدة بيانات رقمية كمجموعة من المعالم التضاريسية المعيَّنة مثل الخطوط الساحلية، والأنهار، والوديان، والخطوط الكِفافِيَّة (contour lines)، ومخططات المدن، والسكك الحديدية، والطرقات، والأخشاب، والمطارات، وأبراج الكهرباء، الخ.

ومخطط المعالِم يتم تحديده كمجموعة من الإحداثيات المتجهية التي تُشكِّل تقريبات قطعية لخط مستقيم لمخطط المعالِم. والتعبئة اللونية للمعالِم يتم أيضًا تحديدها في البيانات.

قواعد بيانات الخرائط التي يتم تخزينها بهذه الطريقة تُعرَف باسم قواعد البيانات المتجهية. وهذه الطريقة تقدم وسيلة فاعلة جدًا لضغط البيانات لتمكين جميع المعلومات المرسومة على الخريطة من تخزينها بحجم محدد على ذاكرة الكمبيوتر للتطبيقات المحمولة جوًّا. ويمكن فصل المعلومات المشوِّشة على الخريطة بسهولة بحذف معلَم أو مجموعة من المعالم المحددة من الشاشة.

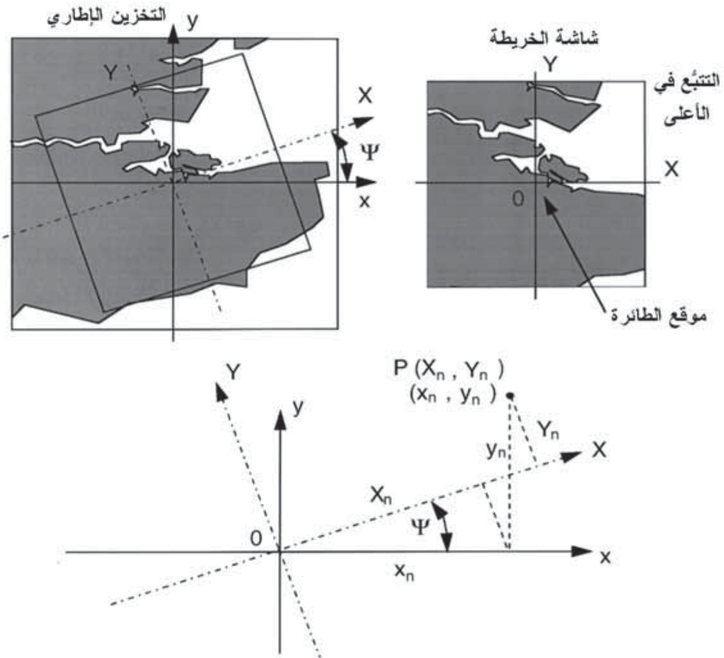
وقواعد بيانات الخرائط متوفرة لمناطق كبيرة من العالم إلا أن هناك مناطق كبيرة جدًا بياناتها غير متوفرة بعد. ومهمة تأليف قاعدة بيانات لرسم خرائط عالمية هو عمل مستمر من قِبَل وكالات متعددة لرسم الخرائط حول العالم، إلا أن هذا واضح بأنه مهمة كبيرة. وهناك مناطق واسعة لا تتوفر لها بيانات دقيقة للمسح الأرضي، ويجب اشتقاق بيانات خرائطها من أقمار صناعية للمراقبة.



الشكل (44.2): "التفاف" شاشة الخريطة.

والفكرة البديلة خلال الفترة الفاصلة لحين تصبح قاعدة البيانات العالمية متوفرة هي استخلاص بيانات الخريطة من الرسومات الورقية. وهذا يمكن إجراؤه عن طريق التحويل الرقمي لمستويات معالم الخريطة المستخدَمة لطباعة الخريطة. ويمكن بعد ذلك تخزين بيانات المعالم كمجموعة من الإحداثيات المتجهية. والخريطة الورقية يمكن أيضًا تخزينها باستخدام تقنية الضغط الفيديوي، ومن ثم إعادة إنتاجها كعرض فيديوي للخريطة – وهذه التقنية تُعرَف باسم الخريطة المستندة إلى عنصر الصورة (pixel). والخريطة الفيديوية المنتَجة بهذه الطريقة مماثلة للخريطة الورقية في الظهور. وتجدر الإشارة إلى أن مثل هذه الخرائط دقيقة مثل الرسم الورقي، وفي بعض المناطق قد تكون المعلومات على الرسم أقل دقة بكثير من قاعدة بيانات الخريطة الرقمية.

إن مهمة رسم خريطة ونقلها ودورانها في نفس الوقت مع حركة الطائرة هي عملية معالَجة كبيرة إلا أنه يمكن إنجازها بواسطة الأجهزة الإلكترونية المتوفرة في الوقت الحاضر: المعالجات الدقيقة (microprocessors)، ورقاقات الرسوم البيانية، ونبائط الذاكرة المصنوعة من أشباه الموصلات، الخ. وعادة، يمكن تحميل بيانات الخريطة إلى تخزين إطاري يستوعب بيانات منطقة جوانبها 1.4 مرات جوانب منطقة الخريطة التي يجري عرضها. يوضح الشكل (44.2) التفاف (scrolling) شاشة الخريطة. ويتم تنفيذ دوران الخريطة بدوران واجهة التخزين الإطاري، كما يبيِّن الشكل (45.2). (عوامل حجم التخزين الإطاري بنسبة 1.4 إلى 1 تغطي أسوأ حالات تغييرات الاتجاه).



إحداثيات النقطة P بالنسبة إلى محاور شاشة الخريطة 0X و 0Y هي (Xn, Yn)، وبالنسبة إلى محاور التخزين الإطاري 0x و 0y هي (xn, yn).

وبيانات النقطة P(xn, yn) على شاشة الخريطة يتم استيعابها في إحداثيات التخزين الإطاري:

$xn = Xn\cos\Psi - Yn\sin\Psi$ و $yn = Yn\cos\Psi + Xn\sin\Psi$.

الشكل (45.2): دوران شاشة الخريطة عن طريق دوران واجهة التخزين الإطاري.

6.6.2 أجهزة العرض الاحتياطية ذات الحالة الصلبة

Solid state standby display instruments

حتى عهد قريب، الأجهزة الاحتياطية التي تقدم معلومات الرحلة الأساسية للطيار (للطيارين) في حال فقدان الشاشات الأساسية كانت جميعها أجهزة كهروميكانيكية. وهذه هي أجهزة تم التحقق منها بشكل جيد جدًا وموثوقة كونها طُوِّرت تدريجيًا وحُسِّنت على مدى سنوات.

تكلفة ملكية الأجهزة الكهروميكانيكية، مع ذلك، مرتفعة نسبيًا، كما أنها تتزايد لأنها تتطلب عمالة ماهرة جدًا في إصلاحها وصيانتها، بالإضافة إلى الحاجة إلى معيار عالٍ لوسائل الغرفة النظيفة. وهذا لأن هذه الأجهزة تعتمد على آليات دقة احتكاك منخفضة جدًا، وفي حالة الأجهزة الجيروسكوبية فإن هناك أيضًا تآكلاً وتلفاً محتوماً في محور الدوران المغزلي لنظام المَحمِل (bearing). وفنِّيو الأجهزة الماهرون المطلوبون لخدمة وإصلاح هذه الأجهزة هم أيضًا مجموعة زائلة وكبيرة ولا يتم استبدالهم لأن التقنية الحديثة لم تعد بحاجة إلى مهاراتهم.

إن التقنية المتوفرة في الوقت الحاضر جعلت من الممكن إنتاج أجهزة مكافئة كليًا ذات "حالة صلبة" وبشاشة بلورات سائلة فاعلة المصفوفة (AMLCD)، والتي تُعتبَر بديلاً "لشكل، وتطابق، ووظيفة" الجهاز الكهروميكانيكي، أو الأجهزة الكهروميكانيكية في بعض الحالات. وجهاز الحالة الصلبة المكافئ يتم تغليفه في صندوق/علبة أجهزة معياري ويَستخدِم نفس التوصيلات البينية الكهربائية. التكلفة الابتدائية لهذه الأجهزة تنافسية مع مثيلتها الكهروميكانيكية، إلا أن الأهم من ذلك هو أنها تقدم تحسيناً يُقدَّر بعشرة أضعاف في كل من الوثوقية وتكلفة الملكية. وهذا بسبب الوثوقية المتأصلة لمستشعِرات الحالة الصلبة، وبدون وجود آلية تآكل أو تلف في تشغيلها. وهي تتضمن بنية شاملة جدًا في الفحص والمراقبة، والإصلاح يتم تنفيذها باستبدال الوحدات

واستخدام وسائل الفحص الآلي. ولا يتطلب فنّيو أجهزة ماهرون جدًا ووسائل غرفة نظيفة. كما أن الأجهزة ذات دقة عالية بسبب استخدام مستشعِرات الحالة الصلبة وإمكانية تطبيق التصحيحات المعقدة باستخدام المعالِجات الدقيقة المدمَجة فيها – الأجهزة الكهروميكانيكية محدودة في تعقيد التصحيحات التي يمكن إجراؤها.

وثمة تطوير حديث لاستبدال مؤشر الوضع الاحتياطي، ومقياس الارتفاع الاحتياطي، ومؤشر السرعة الجوية الاحتياطي بنظام جهاز حالة صلبة احتياطي متكامل واحد مغلَّف في علبة 3ATI.

يوضح الشكل(46.2) نظام جهاز حالة صلبة احتياطي متكامل نموذجي مبيَّن فيه الوضع، والارتفاع، والسرعة الجوية. أجهزة الأنظمة الاحتياطية المتكاملة هذه تتكون من الثلاثي الجيروات السرعية ذات الحالة الصلبة ومقاييس التسارع المركَّبة تعامديًا، ومِحوالات (transducers) الضغط ذات الحالة الصلبة، بالإضافة إلى معالِج دقيق وشاشة AMLCD ملوَّنة وأجهزة تشغيل إلكترونية. يقوم المعالِج الدقيق بحساب وضع الطائرة من مُخرجات الجيرو ومقياس التسارع، والارتفاع والسرعة الجوية من مُخرجات مِحوال الضغط.

(ارجع إلى الفصل السادس، أنظمة الملاحة، القسم 2.4.6، والفصل السابع، أنظمة البيانات الجوية، القسم 3.4.7). ويعمل النظام من مصدر 28 فولت المدعوم ببطاريات طوارئ. وإلكترونيات تكييف القدرة المتكاملة مصمَّمة لتعالج التغيّرات في الجهد الكهربي لبطارية التغذية.

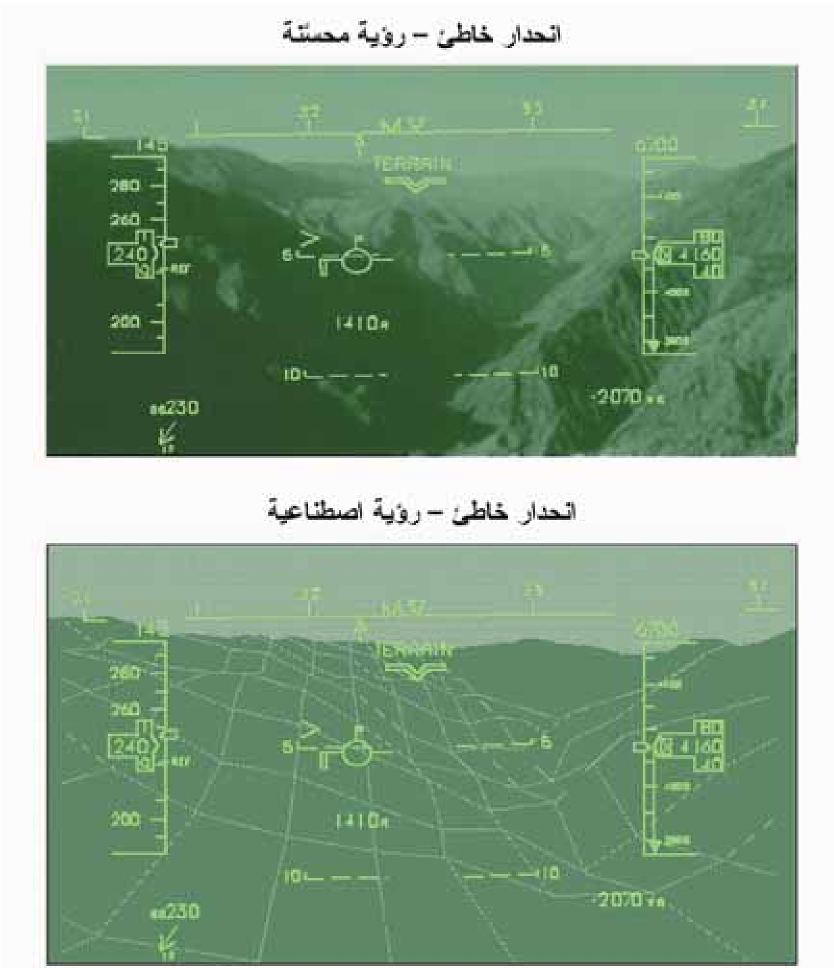


الشكل (46.2): جهاز حالة صلبة احتياطي متكامل (بترخيص من Smiths Industries Aerospace).

7.2 اندماج البيانات Data Fusion

اندماج البيانات (data fusion) هو الاسم المعطى لعملية تجميع البيانات من عدد من المصادر المختلفة لتوفير معلومات غير موجودة في كل مصدر على حدة. على سبيل المثال، يمكن اشتقاق صورة اصطناعية ثلاثية الأبعاد للتضاريس أمام الطائرة من قاعدة بيانات التضاريس الدقيقة والمعلومات الدقيقة عن موقع ووضع الطائرة. هذه المعلومات عن موقع ووضع الطائرة يتم توفيرها بواسطة نظام عالمي لتحديد الموقع الجغرافي (GPS) ونظام مِلاحة بالقصور الذاتي (INS)، أو نظام TRN ونظام مِلاحة بالقصور الذاتي. والصورة الاصطناعية للتضاريس يمكن تراكبها واحد إلى واحد مع المشهد الخارجي المشتق من مستشعِر الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء (FLIR) وعرضها على شاشة رأس مرتفع أو شاشة رأس منخفض.

والمَعالم الأرضية التي ربما تكون من الصعب كشفها على مستشعِر الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء مثل خطوط المرتفعات يمكن إبرازها بِحِدَّة مع أبراج الكهرباء. وهذا يتيح للطيار بأن يستمر بالطيران المرئي في ظروف الرؤية القريبة من الحد الأدنى حيث ستكون عادة ضرورية للارتفاع والطيران بعلو أعلى. يوضح الشكل (47.2) شاشة اندماج بيانات على شاشة الرأس المرتفع.



الشكل (47.2): يوضح الشكل عرضًا لشاشة رأس مرتفع أثناء إجراء انحدار خاطئ في سيناريو جبلي. الصورة العليا تبيّن شاشة رؤية محسَّنة؛ والصورة السفلى تبيّن شاشة رؤية اصطناعية (بترخيص من BAE BIOSYSTEMS).

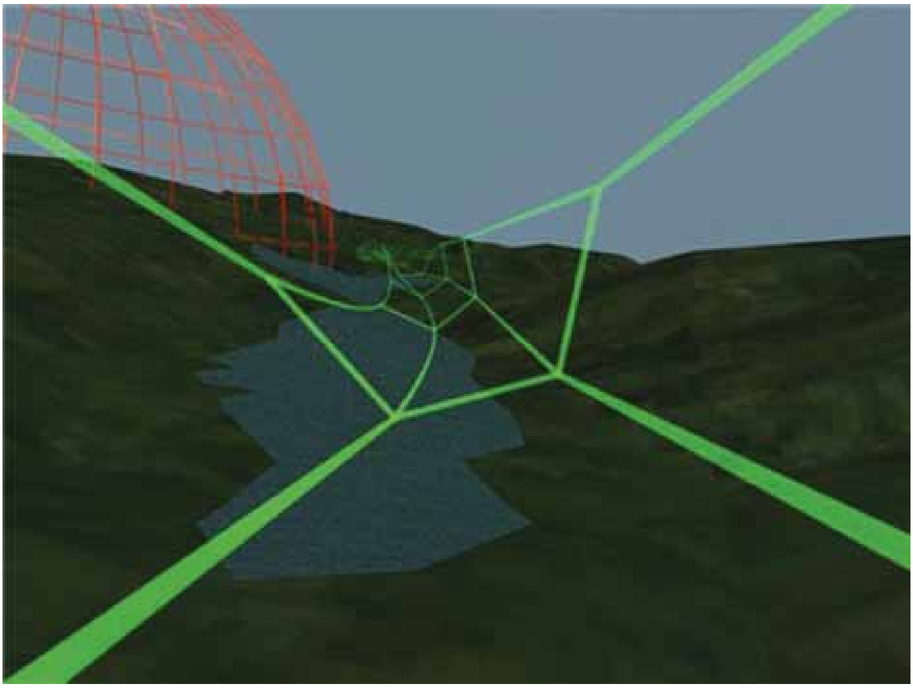
ومن المناسب عند هذه النقطة أن نناقش الطرق البديلة لعرض معلومات الرحلة الأساسية والإرشاد التي يجري تقييمها في كلٍّ من الولايات المتحدة الأمريكية وأوروبا. ومثل هذه الشاشات يُشار إليها في بعض الأحيان باسم شاشات "ثلاثية الأبعاد (3D) أو رباعية الأبعاد (4D)" أو "خط الطيران في السماء". وهذه الشاشات تقدم عرضًا تصويريًا للحالة المكانية للطائرة وخط الطيران باستخدام صور أرضية مولَّدة اصطناعيًا، واستغلال اندماج البيانات.

وعرض معلومات الرحلة الأساسية على شاشات رأس منخفض ملوَّنة يتبع الشكل المؤسَّس بواسطة لوحة الطيران الأعمى للأجهزة الكهروميكانيكية في النسَق الكلاسيكي 'T'.

وجميع الطيارين الذين تعلموا الطيران باستخدام نَسَق معلومات الرحلة الأساسية والاحتفاظ بها في شاشات رأس منخفض ملوَّنة قد أتاحوا تحقيق قبولهم بطريقة سهلة ومباشرة مع منعطفات تعلُّم بسيطة جدًا مطلوبة.

وعرض المعلومات، على أيّة حال، في أيّ تطبيق يتضمن عملية تجريد، كما أن "الترجمة العقلية" مطلوبة لزيادة الوعي الوضعي والتصور العقلي لما يحدث. والهدف من هذه الشاشات التصويرية الجديدة هو لتزويد الطيار بمعرفة إبداعية وطبيعية للوضع من حيث حالة الطائرة، وخط طيرانها الفعلي، وخط الطيران المرغوب بالنسبة إلى العالم الخارجي.

يوضح الشكل (48.2) شاشة خط طيران في السماء ثلاثية الأبعاد كمثال لشاشة مهمة القصف العسكرية.



الشكل (48.2): شاشة "خط الطيران في السماء" (بترخيص من BAE BIOSYSTEMS). اللون الأحمر يدل على مناطق التهديد.

وهناك عدد كبير جدًا من العروض التقديمية الحيوية للمقصورات المدنية، والوصول إلى اتفاق عام على ما هو مناسب جدًا سيستغرق وقتًا من الزمن. وواضح أن العرض التقديمي ذا النوع التصويري الأسهل فهمًا يمكن إنتاجه مقارنة بالعرض التقديمي الرمزي الحالي للرحلة والمعلومات الملاحية. وقد يبدو معقولاً التنبؤ بأن هذه العروض التقديمية التصويرية الجديدة سيتم تبنِّيها في وقت ما في المستقبل.

إنتاج هذه الشاشات التصويرية ليس صعبًا بالتقنية المتوفرة في الوقت الحاضر. إلا أن هناك، على أيّة حال، اختلافًا كبيرًا بين توضيح نظام تجريبي وتطوير نظام إنتاج معتمد من قِبَل سلطات الصلاحية للطيران (airworthiness authorities). والتكاليف المتعلقة بالحصول على شهادة من قِبَل سلطات الصلاحية للطيران تعتبر مَبالِغ كبيرة (مثل أيّ نظام منقول جوًّ)؛ والبرمجيات هي ذات أمان حَرِج وتجارب الطيران لبرهنة النظام ليست رخيصة الثمن.

ويمكننا، بالرغم من ذلك، الحصول على هذه الشاشات "غدًا" إذا تم الاتفاق على الاحتياج إليها. يوجد في نهاية هذا الفصل مراجع لمؤلّفات علمية على الأنواع الجديدة للعروض التقديمية.

8.2 إدارة الشاشات الذكية

Intelligent displays management

استغلال تقنية الأنظمة الذكية المستندة إلى المعرفة (IKBS)، ويُشار إليها غالبًا باسم "الأنظمة الخبيرة"، لمساعدة الطيار في إنجاز المهمة يخضع لعدد من البرامج البحثية الفاعلة جدًا، وعلى وجه الخصوص في الولايات المتحدة. وأحد برامج الولايات المتحدة هو "برنامج الطيار المشارك" الذي يهدف إلى مساعدة طيار الطائرات الهجومية/القتالية ذات المقعد الواحد بنفس الطريقة التي يساعد بها العضو الثاني من الطاقم قائد الطائرة في الطائرات ذات طاقم بعضوين. والهدف الأساسي هو لخفض أعباء عمل الطيار في حالات أعباء العمل العالية.

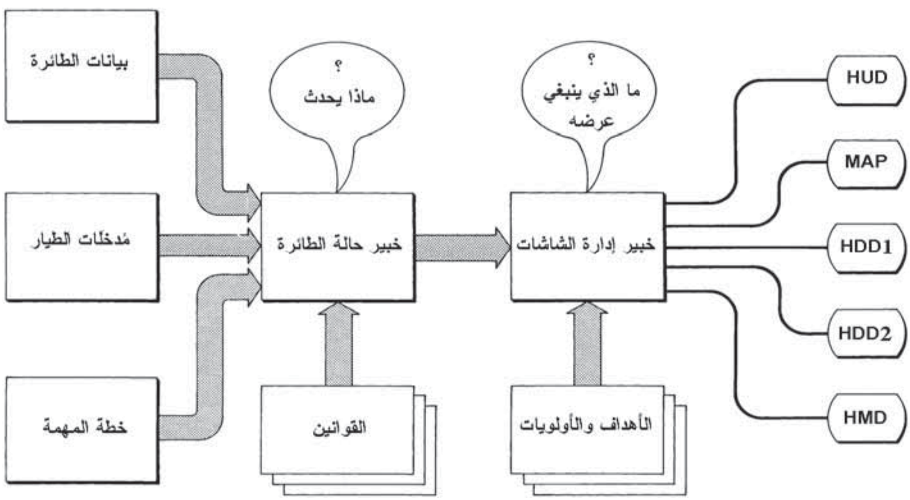
قيود المساحة لا تسمح بأكثر من مقدمة موجزة جدًا عن هذا الموضوع، الذي يعتبر ذا أهمية بالغة لجيل الطائرات العسكرية القادم لأن هذه الطائرات ستستخدم طيارًا واحدًا لإنجاز المهام التي تطلبت حتى الآن طيارًا وملاحًا/ضابطًا لأنظمة الأسلحة.

واستغلال تقنية الأنظمة الذكية المستندة إلى المعرفة على سطح الطيران المدني سيتبع ذلك لأن هذه التقنية تكون قد تأسست في التطبيقات العسكرية.

إحدى المجموعات الجزئية لجميع الأنظمة الخبيرة المقترحة على أيّ طائرة هي نظام إدارة الشاشات الذكية لإدارة المعلومات التي يتم عرضها مرئيًا للطيار في حالات أعباء العمل العالية. من الأمثلة غير المتوقّعة أو غير القابلة للسيطرة التي تؤدي إلى أعباء عمل زائدة هي:

- "الوثبة المفاجئة" (bounce) – اعتراض من قِبَل طائرة هجومية مضادة بتحذير بسيط جدًا.
- تفادي تهديد أرضي – صاروخ أرض جو (سام) (surface-air missile (SAM)).
- الارتطام بطائر عند الطيران بارتفاع منخفض.
- فشل المحرك.
- إخفاق الطقس أو طارئ انحراف الطقس.

يوضح الشكل (49.2) رسمًا تخطيطيًا لفكرة نظام إدارة الشاشات الذكية. يتكون النظام من "خبير حالة الطائرة" الذي يستنتِج "ما يحدث" من بيانات الطائرة، ومُدخَلات الطيار، وخطة المهمة عن طريق تطبيق مجموعة من القوانين المناسبة. يقوم خبير حالة الطائرة بدوره بالتحكُّم في "خبير إدارة الشاشات" الذي يحدد المعلومات المعروضة على مختلف أسطح الشاشات: شاشة الرأس العلوي (HUD)، والخريطة (map)، وشاشات الرأس المنخفض (HDD) أو الشاشة المركَّبة في الخوذة (HMD) وفقًا لمجموعة من الأهداف والأولويات المناسبة.



الشكل (49.2): إدارة الشاشات الذكية (بترخيص من BAE BIOSYSTEMS).

9.2 تقنية الشاشات Displays technology

نقدم فيما يلي عرضًا موجزًا جدًا عن تقنية الشاشات، لأن هذا جوهري لتنفيذ الشاشات الإلكترونية لمقصورة الطيار.

1.9.2 شاشات الرأس المرتفع Head up displays

سطح العرض لشاشة الرأس المرتفع مقدَّمة بواسطة أنبوب أشعة كاثود أحادي اللون، وهذه الحالة من المحتمل أن تبقى لبعض الوقت؛ فالتقنيات الجديدة التي يمكن أن تتوافق مع دقة وسطوع أنابيب أشعة الكاثود الحالية لا تزال في مرحلة التطوير. والأداء المتزايد الدائم، مع ذلك، يجري البحث فيه لشاشة الرأس المرتفع لأنبوب أشعة الكاثود بسطوع خطي مطلوب أكبر من $100,000\ Cd/m^2$ ونصوع لشبكة خطوط المسح $10,000\ Cd/m^2$. والدقة العالية مطلوبة في كل من نمطي الكتابة المتصلة وشبكة خطوط المسح. وحجم البقعة، مع ذلك، مختلفة للنمطين وتحسين أنبوب أشعة الكاثود لكِلا النمطين ممكن نادرًا. فوسفورات أنبوب أشعة الكاثود المستخدمة هي P1، وP43، والآن P53، ومع أن الطيف العريض لفوسفور P1 أعطى اتساعاً خطياً رقيقاً، إلا أن الاستجابة الناتئة للفوسفورين P43 و P53 يمكن أن تُنتِج تهدُّب ملوّن ما لم يتم التصحيح الأحادي اللون للبصريات.

العرض الملوَّن لشاشة الرأس المرتفع ممكن من الناحية التقنية، وعلى وجه الخصوص ذلك التي تستند إلى أنبوب أشعة الكاثود بينيترون (Penetron) (انظر لاحقًا). وهذا يعطي مدى لونياً محدد من لونين أساسيين وظلال بينهما. والاستبدال، على أيّة حال، من حيث الانخفاض في الدقة والسطوع، والتكلفة الإضافية والتعقيد، وزيادة الوزن والحجم، يجعل شاشة الرأس المرتفع الملوّنة غير جذَابة مقارنة بشاشة الرأس المرتفع أحادية اللون في الوقت الحاضر.

وقد تم بناء شاشات رأس مرتفع إيضاحية بشاشة LCD ملونة؛ إلا أن الدقة، على أيّة حال، أدنى من شاشة CRT أحادية اللون في الوقت الحاضر، كما

أن التباين ضعيف. ونصوع اللون الخلفي المطلوب بشاشة LCD الإنفاذية (transmissive) كبير جدًا، ولكنه ممكنًا.

2.9.2 الشاشات المركَّبة في الخوذة Helmet mounted displays

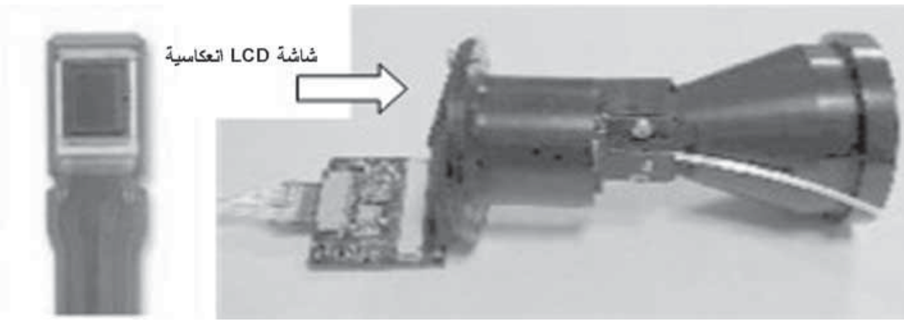
تُستخدَم أنابيب أشعة الكاثود المصغَّرة ذات قطر 0.5 بوصة حاليًا كمصار عرض في الشاشات المركَّبة في الخوذة. وكما هو الحال في تطبيقات شاشة الرأس المرتفع، فإن مميزات الأداء الرئيسية لأنبوب أشعة الكاثود من حيث الدقة، والتباين، والسطوع، والقدرة على عرض رموز متعرجة مكتوبة على شكل شرَطات أو شبكة خطوط مسح فيديوية (أو كلاهما) قد أدت إلى تبنِّيها في الشاشات المركَّبة في الخوذة. ومساوئ أنبوب أشعة الكاثود لتطبيقات الشاشة المركَّبة في الخوذة هي الوزن والحجم الكبيرين، والجهود الكهربائية العالية المطلوبة على الخوذة، والشاشة أحادية اللون.

إن تطوير شاشات LCD ملوّنة ومصغَّرة وعالية الدقة للكاميرات الرقمية/لسوق التسجيل الفيديوي يغيِّر من هذا الوضع. وتمنح شاشات البلورات السائلة الفاعلة المصفوفة (AMLCD) المصغَّرة العالية الدقة مميزات كبرى لتطبيقات الشاشة المركَّبة في الخوذة، مثل الوزن المنخفض، وجهد التشغيل المنخفض، واللون، والتكلفة المنخفضة نتيجة لقاعدتها السوقية الكبيرة. وعلى الرغم من أن بعض مظاهر الأداء مثل التباين والدقة متدنية لأنبوب أشعة الكاثود، إلا أنه يجري تحقيق أداء مقبول مع التطوير. وباختصار، فإن مميزاتها لتطبيقات الشاشة المركَّبة في الخوذة يفوق كثيرًا عيوبها.

والنوع الانعكاسي من شاشات AMLCD المصغَّرة يجري استخدامه لتطبيقات الشاشة المركَّبة في الخوذة بسبب كفاءة عرضها العالي، والتي هي في حدود 40 في المئة مقارنة بحوالى 10 في المئة لنوع LCD الإنفاذية.

ويمكن الحصول على إضاءة ذات درجة رمادية بطريقة تضمين عرض النبضة (pulse width modulation) لشاشة AMLCD، أو بتضمين مصدر

الضوء، أو بالجمع بين كلتا الطريقتين. والحجم الصغير لشاشة AMLCD المصغَّرة يتيح استخدام دايود واحد باعث للضوء (LED) كمصدر إضاءة منتشرة في حالة الشاشة أحادية اللون، أو ثلاثة دايودات باعثة للضوء (أحمر، وأزرق، وأخضر) في حالة الشاشة الملونة. وخاصية التحوّل السريع جدًا للدايود الباعث للضوء تتيح تغيير الإضاءة على مدى ديناميكي واسع جدًا بواسطة تضمين عرض النبضة. والإضاءة المنتشرة من دايودات الليزر يمكن استخدامها للحصول على مستويات سطوع أعلى؛ ومرة أخرى، يمكن الحصول على مستوى إضاءة ذي مدى واسع جدًا بواسطة تضمين عرض النبضة لدايود الليزر. يوضح الشكل (50.2) وحدة شاشة AMLCD مصغَّرة ببصريات متكاملة.



الشكل (50.2): وحدة شاشة AMLCD مسطَّحة ومصغَّرة وعالية الدقة (بترخيص من BAE BIOSYSTEMS).

3.9.2 شاشات الرأس المنخفض Head down displays

يستعرض هذا القسم التقنيات الحالية والمستقبلية القريبة للشاشات لتطبيقات شاشة الرأس المنخفض لمقصورة الطيار.

1.3.9.2 أنابيب أشعة الكاثود الملوَّنة Colour CRTs

شاشات الرأس المنخفض الملوَّنة العاملة حاليًا لا تزال سائدة بأنابيب أشعة كاثود ملوَّنة، على الرغم من أن هذا الوضع يتغير سريعًا مع ظهور شاشات LCD

الملوّنة، وهذه تحل محل أنابيب أشعة الكاثود الملوّنة في العديد من تطبيقات الرأس المرتفع. وأنابيب أشعة الكاثود الملوّنة متوفرة بثلاثة أنواع رئيسية هي قناع الظل (shadow-mask)، ودليل الحزمة (beam index)، وبينيترون (Penetron). وأنبوب أشعة الكاثود ذو النوع قناع الظل هو النوع المستخدم عادة في المقصورات المدنية والعسكرية، وقد حُصِرت المناقشة على هذا النوع. (النوعان دليل الحزمة وبينيترون لأنابيب أشعة الكاثود يُستخدَمان إلى حدٍّ بعيد في تطبيقات المحطات الأرضية).

أنبوب أشعة الكاثود ذو النوع قناع الظل – يعمل هذا النوع بشكل أساسي بنفس طريقة التلفزيونات المنزلية الملونة، إلا أنه مصمَّم بشكل خاص ليكون أكثر قوة ومقاوِماً لتأثيرات الاهتزازات. ويَستخدِم أنبوب قناع الظل مِدفعَة إلكترونات (electron gun) منفصلة لكل لون أساسي، وتتجمع حزم الإلكترونات الثلاث على قناع رقاقة معدنية رقيقة بحيث تكون فتحاتها مُصطفَّة مع الثلاثي النقطي الفوسفوري الأحمر–الأخضر– الأزرق (RGB) المناسب. وظهور مواد "إنفار" (Invar) وبنية القناع المتمددة قد زاد من قوة بنيتها، مما سمح الحصول على حزم تيارات حتى 1.5 mA بدون فقد كبير في نقاوة اللون وعلى تباعدات نقطية 0.2 mm (200 micron). والأهم من ذلك أن أنبوب قناع الظل سهل التشغيل، ولا يضع إجهادًا زائدًا على دوائر الفيديو أو الانحراف. ويعمل أنبوب قناع الظل جيدًا في نمط شبكة خطوط المسح، أو نمط الكتابة المتصلة، أو مزيج من كِلا النمطين.

وهناك مصادر قليلة جدًا باقية حاليًا لأنابيب أشعة الكاثود ذات النوع قناع الظل تتوافق مع المواصفات العسكرية. أما مصادر أنابيب أشعة الكاثود التجارية البديلة فليست مثالية في البيئة العسكرية. هذه العوامل تُعجِّل أيضًا من تبنِّي شاشات البلورات السائلة اللوحية المُسطَّحة.

2.3.9.2 شاشات البلورات السائلة اللوحية المُسطَّحة

Flat panel LC displays

تقنية شاشات الرأس المنخفض الرئيسية في الوقت الحاضر هي شاشات LCD. هذه التقنية أُدخِلت أولاً في المقصورة على شكل أجهزة صغيرة وألواح. وهذه الشاشات البلورية السائلة البسيطة يمكن أن تكون ذات توجيه مصفوفي، ولكن من أجل الدقة العالية فإنه من الضروري دمج شريحة رقيقة من الترانزستور مع كل نقطة صورة (pixel). وهذا هو ما يُسمّى باسم شاشة البلورات السائلة الفاعلة المصفوفة (AMLCD)، وتطويرها بشكل خاص لصناعة تقنية المعلومات قد أتاح للشاشات اللوحية المُسطَّحة بأن تتنافس مع أنابيب أشعة الكاثود الملوَّنة وحلَّت محلها في العديد من التطبيقات.

وشاشة AMLCD يمكن تصوُّرها مثل "صمّام خفيف" يتم التحكُّم بها إلكترونيًا. وكل عنصر للصورة على حدة يمكن التحكُّم به إما بأن يكون شفافًا يسمح بمرور الضوء، أو معتمًا، وبذلك يعرض الصورة المُرسلَة له بواسطة إلكترونيات التحكُّم.

وتتوفر شاشات AMLCD ملوَّنة وأحادية اللون؛ ويمكن الحصول على شاشات ملوَّنة بدمج مرشحات اللون الأحمر، والأخضر، والأزرق (RGB) على كل عنصر للصورة. وعناصر الصورة الملونة يمكن ترتيبها إما بترتيب ثلاثي، أو رباعي، أو مخطط. ويجري حاليًا الحصول على شاشات فيديو كاملة الألوان بدقة عنصر صورة 200 للبوصة الواحدة. ودرجات اللون الرمادي يتم الحصول عليها بطريقة تضمين عرض النبضة، ويمكن إحراز تظليل أساسي (256) 8 بِتْ(*) (bit).

وتعمل شاشات AMLCD بإضاءة خلفية، عادة مصباح هالوجين فَلْوَري، وتُستخدَم مصابيح الكاثود الساخنة والباردة. ويعاني كِلا المصباحين والمادة

(*) البِتْ (bit) هو اختصار binary digit ويعني رقماً ثنائياً (المترجم).

البلورية السائلة أداءً غير ملائم عند درجات الحرارة المنخفضة، وبهذا فإن العديد منها يتطلب عنصر تسخين مدمج في الشاشة.

وتجدر الإشارة إلى أن شاشات AMLCD ليست مسطَّحة – فهي أقل عمقًا من أنبوب أشعة الكاثود إلا أنها مع ذلك تَشغل اثنين إلى ثلاث بوصات فوق مصدر الضوء. كما أنها أيضًا ليست شاشات ذات قدرة منخفضة بسبب متطلبات التسخين والإضاءة. وشاشات LCD للبيئة العسكرية بالكامل أقل رخصًا من مكافئتها أنبوب أشعة الكاثود ووحدة مَصدَر قدرة الجهد العالي، إلا أنها لا تتوفر بشكل أكبر.

السوق العسكرية الصغيرة نسبيًا تقيّد من تخفيضات التكلفة التي يمكن تحقيقيها لأن تكاليف التطوير ينبغي استعادتها على حجم أقل كثيرًا مقارنة بالسوق التجارية. وسوق أيّ تقنية معلوماتية وترفيهية نامية وضخمة، على النقيض من ذلك، تقود باستمرار إلى خفض تكلفة شاشات AMLCD التجارية، كما أن التطوير المستمر يعمل على تحسين الأداء والحفاظ على التنافسية. لهذه الأسباب، فإن شاشات AMLCD التجارية يتم الآن استغلالها في شاشات إلكترونيات الطيران، وعلى وجه الخصوص للطائرات المدنية كجزء مما يُعرَف باسم سياسات المشتريات "الجاهزة تجاريًا" (commercial off-the-shelf (COTs)). تضمين المشتريات الجاهزة تجاريًا للأجهزة الإلكترونية سيتم مناقشته في الفصل العاشر، في موضوع التصميم البيئي لأجهزة إلكترونيات الطيران.

وشاشات AMLCD الملوّنة بشكل عام مصنَّعة بنسبة امتداد (aspect ratio) 4:3 مع توفر الشاشات 6×8 بوصة نتيجة للاستخدام التجاري في الكمبيوترات المحمولة. والشاشات الأكبر، حتى قطر 14 بوصة بدأت بالتوفر، مدفوعة برغبة السوق في استبدال شاشات CRT لكمبيوترات محطات العمل. ويتم صناعة الشاشات المربعة 5×5 بوصة و 6×6 بوصة بواسطة شركات متعددة للاستخدام في البيئات العسكرية.

وتتضمن شاشات LCD الإنفاذية مستقطِبًا يعمل على خفض كفاءة الشاشة الكلية؛ وبالإضافة إلى ذلك فإنه نتيجة لأن المساحة كلها مضاءة بقمة اللون الأبيض، وسواء بتم توجيهها أم لا يتم، فإن قدرة اللون الخلفي عالية.

وتجدر ملاحظة أن أيّ شاشة مصفوفات نقطية بدقة محدودة يمكن أن تؤدي إلى تأثيرات الاسترداف (aliasing effects) مثل الأشكال المتموجة. وتُستخدَم تقنيات دوائر دفع خاصة لمحاولة التقليل من هذه التأثيرات.

3.3.9.2 الشاشات الانبعاثية اللوحية المُسطَّحة

Flat panel emissive displays

تقدِّم الشاشات الانبعاثية اللوحية المسطَّحة (flat panel emissive displays) مميزات الوضوح والتباين على مدى واسع لزاوية الرؤية لأن النصوع يتم إنتاجه عنصرًا عنصرًا للصورة بتوزيع لامبيرتي (Lambertian). التقنيات الحديثة جدًا، وشاشات الانبعاث المجالي ((field emission displays (FEDs))، والدايودات العضوية الباعثة للضوء (organic light emitting diodes (OLEDs)) سيتم استعراضها بإيجاز نتيجة للمميزات التي تقدمها (عند تطويرها كاملة) عن شاشات البلورات السائلة اللوحية المسطَّحة. كما سيتم أيضًا مناقشة الدايودات الباعثة للضوء باختصار.

الشاشات الانبعاثية اللوحية المسطَّحة الأخرى مثل الشاشات الكهروناصعة (electro-luminescent (EL)) وشاشات البلازما قد تم حذفها لأن لها قيوداً متأصلة في سمات معينة لتطبيقات شاشة الرأس المنخفض لمقصورة الطيار، وليست تنافسية مع شاشات LCD لهذه التطبيقات.

شاشات الانبعاث المجالي – هذه الأجهزة لها شبه كبير بأنابيب أشعة الكاثود الكلاسيكية في أنها أجهزة ذات أنبوب تفريغي بِبُنيَتي الكاثود والأنود وبجهود كهربائية عالية مطبقة بينهما، كما أنها تَستخدِم الفوسفورات التي تتفَلْوَر عند ارتطامها بسيل من الإلكترونات لإنتاج عنصر ضوء مضاء. وخلافًا لأنبوب أشعة الكاثود التقليدية، على

أيّة حال، التي تعتمد على الكاثود المسَخَّن لانبعاث الإلكترونات، فإن بُنية الكاثود يتم تكوينها من مصفوفة من الباعثات الحادة الأطراف والتي تبعث إلكترونات عند تطبيق جهود كهربائية عالية على بُنية الأنود بسبب الانحدار العالي جدًا للمجال الكهربائي عند الأطراف الحادة (وبهذا سُمِّيَت بالانبعاث المجالي). وكما هو الحال في أنبوب أشعة الكاثود التقليدي، فإن الجهود الكهربائية المطبَّقة على القطب الكهربائي الواقع بالقرب تمامًا من الكاثود تُستخدَم لتضمين (أو التحكُّم في) انبعاث الإلكترونات من الكاثود وبهذا تتكون شدة البقعة؛ وهذا القطب الكهربائي يُشار إليه باسم القطب البوّابي (أو ذو البوّابة). وإنتاج العرض يختلف عن أنبوب أشعة الكاثود التقليدي الذي يَحرِف الإلكترونات بطريقة كهروستاتيكية أو كهرومغناطيسية. وفي حالة شاشة الانبعاث المجالي فإن العرض يتم توجيهه كمصفوفة بالمسح التتابُعي لصفوف الباعثات على بُنية الكاثود أثناء إرسال المعلومات الفيديوية بالتوازي إلى أعمدة البوّابات؛ والصفوف والأعمدة متعامدة مع بعضها البعض. ويتم الحصول على الدرجة الرمادية إما بالتضمين التناظري (مستوى الدفع) أو الرقمي (عرض النبضة) للجهود الكهربائية لبوّابة العمود.

وشاشة الانبعاث المجالي تبدو مثل أنبوب أشعة كاثود نحيف ومسطَّح؛ إلا أن البُنية، على أيّة حال، مختلفة تمامًا عن أنبوب أشعة الكاثود التقليدي وتستخدم تقنية صناعة أشباه الموصلات بمسافات منفصلة بين معالمها على بنية الكاثود بحوالى واحد ميكرون. والمسافة بين بينة الأنود والكاثود أيضًا صغيرة جدًا مقارنة بأنبوب أشعة الكاثود التقليدي وهي في حدود 0.2 mm لشاشات الانبعاث المجالي ذات الجهد المنخفض (أقل من 700 فولت).

وإحدى المنافع الأساسية لشاشات الانبعاث المجالي مقارنة بأنابيب أشعة الكاثود هي وضوح الصورة المعروضة. وهذا لأن التباين اللوني والسطوح لا يتغيران مع موضع المشاهدة. وتبقى الألوان غنية ومشبَّعة، حتى عند زوايا المشاهدة القصوى. والفائدة الأخرى لشاشات الانبعاث المجالي المشتقة من استخدام الفوسفورات الشبيهة بأنبوب أشعة الكاثود هي زمن الاستجابة السريعة. فالصورة ليست ملطخة أثناء الحركة السريعة، وفي الواقع، ليست ملطخة عند درجات

الحرارة المنخفضة بسبب عد الاعتمادية القريبة لعملية الانبعاث المجالي لدرجة الحرارة: وفي الحقيقة، فإن شاشات الانبعاث المجالي تم تقييمها من ‎−40 °C‎ إلى ‎85 °C‎ بتغيُّر طفيف أو منعدم في التشغيل. ومتطلبات القدرة منخفضة إلى أن جهود التشغيل عالية (شاشات الانبعاث المجالي ذات الجهد المنخفض أقل من 700 فولت، وشاشات الانبعاث المجالي ذات الجهد المتوسط ما بين 700 إلى 2000 فولت، وشاشات الانبعاث المجالي ذات الجهد العالي أعلى من 2000 فولت).

ويُذكر بأن العديد من خطوات التصنيع مشابهة لتلك المستخدمة في صناعة شاشات LCD إلا أن الخطوات الأقل مطلوبة والنمذجة الأقل جهدًا ضرورية أكثر من شاشات AMLCD العالية الأداء.

والشاشات الملوّنة 4×4 بوصة بدأت الآن بالتوافر، وشاشات الانبعاث المجالي بدأت بكونها منافسًا جادًا من المحتمل منذ حوالى خمس سنوات (عند بدء كتابة هذا الكتاب). والافتقار إلى فوسفورات فاعلة منخفضة الجهد لا تزال تحد من التطوير. أما الأحجام الأكبر للشاشات، حتى قطر 13 بوصة، فهي قيد التطوير من قِبَل شركات تصنيع مختلفة.

الدايودات العضوية الباعثة للضوء (OLED) – تُعتبر هذه الدايودات أجهزة جديدة نسبيًا ولا تزال قيد التطوير. وهي تختلف عن الدايودات الباعثة للضوء (LED) المعروفة جيدًا، والتي تستند إلى مواد بلورية، حيث تستخدم البوليمر ومواد عضوية لإنتاج الوصلة الباعثة للضوء. وفكرة عمل هذه الدايودات تم توضيحها أولاً بواسطة باحثي شركة كوداك (Kodak) حوالى عام 1987؛ ومن حينها بدأ عدد من الشركات حول العالم، بالإضافة إلى كوداك، بالتطوير الفاعل لهذه الأجهزة.

ومميزاتها هي أنها انبعاثية وبزاوية رؤية واسعة متأصلة، كما أن جميع الألوان الأساسية ممكنة. ولها سرعة استجابة عالية تقدَّر بـــ 10 إلى 20 نانوثانية، كما أن لها مدى درجة حرارة واسعاً عند تغليفها بشكل مناسب. وهي أيضًا مناسبة للتوجيه المصفوفي الفاعل، ولها الإمكانية للسطوع العالي.

ومشاكلها هذه الدايودات أنها، أثناء الكتابة، فإن لها حياة قصيرة نسبيًا عند مستويات الإضاءة العالية واستقرارية للمادة. هذه المشاكل تبدو أنها ذات طبيعة معالجة كيميائية، ويجري الاهتمام بها بشكل فاعل من قِبَل عدد من الشركات. وقدراتها تبدو أنها عالية، على الرغم من أنها من المحتمل بدأت على الأقل منذ خمس سنوات لتطبيقات مقصورة الطيار.

الدايودات الباعثة للضوء (LED) – هذه الدايودات لها إمكانية لشاشات البيانات إلا أنها محددة لمساحات صغيرة بسبب متطلبات القدرة العالية. والشاشة يمكن أن يكون لها سطوع وتباين جيدين إلا أن الدقة محدودة إلى حوالى 64 خلية/بوصة. ويمكن إنتاج شاشات ملوّنة بالدايودات الباعثة للضوء الحمراء والخضراء. والتطبيقات هي في الشاشات من أجل التنبيه ومراقبة المحركات، وفي المفاتيح القابلة للبرمجة، وفي المشاهدات المركَّبة في الخوذة.

4.3.9.2 مميزات الشاشة اللوحية المسطَّحة الكبيرة المُسقَطة

Projected large flat panel display advantages

تقدِّم الشاشات اللوحية المسطَّحة الكبيرة عددًا من المميزات في تطبيقات المقصورة. وبصرف النظر من كونها سهلة المشاهدة، فإن سطح شاشة كبيرة واحدة بوظائف مثل المساحات المنفصلة يمكن أن تحل محل عدد من وحدات الشاشات الأصغر بتوفيرات متعلقة في التكلفة، والوزن، و"عقارات" مقصورة الطيار.

والفكرة المعروفة باسم "صورة كبيرة" حيث يتم عرض جميع وظائف الشاشة على سطح واحد كبير، في الواقع، قد اقتُرِحت كهدف لمدى بعيد من قِبَل مجموعة من خبراء المقصورات العسكرية في الولايات المتحدة الأمريكية. وفي الوقت الذي اقتُرِحت فيه الفكرة أولاً في أواخر الثمانينيات من القرن الماضي، لم تكن هناك شاشات متوفرة تتوافق مع متطلبات مساحة وبيئة مقصورة الطيار. وكانت المشاكل الأخرى هي خطورة فشل الشاشة الوحيدة والدقة المطلوبة من

سطح شاشة واحدة. وتنفيذ مقصورة عملية بالتالي كان يجب وضعه في "الانتظار" بينما تنضج تطويرات التقنية الجديدة.

الشاشات اللوحية المسطَّحة الكبيرة، على أيّة حال، هي الآن قيد التطوير والتي ستكون مناسبة لتطبيقات المقصورة، وبالتأكيد من الممكن جمع وظائف الشاشة على سطحي شاشتين كبيرتين. (ارجع إلى الشكل (41.2) لمقصورة الطيار التوضيحية لبوينغ X32 JSF).

الطريقة المعروفة جدًا لإنتاج شاشة ملونة عالية الدقة ذات مساحة كبيرة هي بالإسقاط البصري لصورة الشاشة من مصدر العرض، أو جهاز تضمين، على حائل ذي الحجم المطلوب. وهذه التقنية لها ميزة رئيسية وهي أن حجم الشاشة يمكن إعادة مقياسها بواسطة نظام الإسقاط البصري لتتوافق مع التطبيق بدون الحاجة إلى تغيير جهاز أو أجهزة تضمين الشاشة.

وأنظمة الإسقاط البصري التجارية التي تستغل شاشات البلورات السائلة معروفة جدًا لكل من التطبيقات التلفزيونية والأعمال التجارية. وعلى الرغم من أن هذه الأنظمة سوف لن تتوافق مع متطلبات مساحة وبيئة مقصورة الطيار، كونها مصمَّمة لتطبيقات مختلفة وأكثر اعتدالاً، إلا أنها مع ذلك توضح جودة الشاشة التي يمكن تحقيقها بواسطة تقنية إسقاط البلورات السائلة.

وهناك تقنيتان رئيسيتان منافستان للشاشات المُسقَطة المحمولة جوًّا هما:

- أجهزة تضمين البلورات السائلة
- ماسحات الليزر.

5.3.9.2 شاشات LCD اللوحية المسطَّحة المصغَّرة المُسقَطة

Miniature flat panel LCD projected displays

هذه الشاشات يمكن أن تَستخدِم إما أجهزة تضمين بلورية سائلة إنفاذية أو أجهزة تضمين بلورية سائلة انعكاسية. وكِلا النوعين من أجهزة التضمين البلورية السائلة تُستخدَم في الشاشات التجارية المُسقَطة، على الرغم من أن النوع الإنفاذي هو الأكثر شيوعًا.

وكِلا النوعين الإنفاذي والانعكاسي من أجهزة التضمين البلورية السائلة يتم صناعتهما بعمليات مماثلة لعمل الدوائر المتكاملة، ومن المعلوم جدًا أن تكاليف التصنيع تزداد أُسِّيًا مع المساحة، ويقل المردود بطريقة مماثلة. والمردود العالي الذي يمكن تحقيقه بالأجهزة المصغَّرة ذات الدقة العالية تؤدي إلى تكاليف منخفضة؛ على سبيل المثال، تعطي رقاقة 6 بوصة حوالى 16 جهازًا. وتوجد مصادر متعددة لشاشات LCD اللوحية المسطَّحة المصغَّرة، مدفوعة بأجهزة التصوير والتسجيل (camcorder) التجارية، وسوق التسجيل الفيديوي كما ذُكِر سابقًا. وشاشات AMLCD المصغَّرة بهذا تعتبر أجهزة مربحة جدًا. وهي الحالة المعروفة باسم "الصغير جميل".

وأنظمة الإسقاط البلورية السائلة المحمولة جوًّا هي في مرحلة تطوير متقدم جدًا وإدخالها في الخدمة محتمل في السنوات القليلة القادمة.

والحل الممكن لشاشة ملوَّنة مُسقَطة ذات دقة عالية جدًا للتطبيقات المحمولة جوًّا يمكن أن يستند إلى نظام ثلاثي من أجهزة التضمين البلورية السائلة باستخدام شاشات AMLCD صغيرة أحادية اللون. وهذه متوفرة بدقة SXGA، أي 1208×1024 بيكسل، والحجم الصغير يعتبر مربحًا.

الضوء الصادر من مصباح الهالوجين يمكن تشطيره إلى مركباته الأحمر، والأخضر، والأزرق بواسطة مرآة ثنائية اللون، وكل مركب لوني يتم تغذيته بعد

ذلك خلال جهاز التضمين AMLCD ذي "صمام خفيف" مناسب. مُخرجات أجهزة التضمين الثلاثة يتم تجميعها وتقاربها بعد ذلك بواسطة ثلاث مرايا/مرشحات أخرى إلى عدسة الإسقاط ومن ثم إلى الشاشة. وهذا النظام يحتاج إلى تقارب (convergence) دقيق، إلا أن هذا يمكن تحقيقه عن طريق تصميم بصري/ميكانيكي جيد.

ويمكن تصميم النظام أيضًا بتقنيات مراقبة مناسبة بحيث يمكنه تفادي الفشل في أي قناة لونية، ولو بانحطاط للأداء اللوني في الشاشة إلى معيار "المصطحَبة إلى المنزل".

6.3.9.2 الشاشات المُسقَطة ذات ماسحة الليزر

Laser scanner projected displays

تتكون ماسحة الليزر أساسًا من وسيلة لتضمين شدة الضوء من مصدر أو مصادر ليزرية ووسيلة لحرف حزمة الضوء بحيث يتم مسح بقعة الضوء عبر الشاشة. والماسحة الفوتونية هي في الواقع المكافئ البصري لأنبوب أشعة الكاثود الممسوح إلكترونيًا.

ويمكن لليزر تضمينه مباشرة أو تمريره خلال جهاز مثل جهاز التضمين البصري الصوتي ((Acousto-Optical-Modulator (AOM)). وتُستخدَم ألياف بصرية لإسقاط حزمة الضوء على ماسحة أفقية ذات سرعة عالية، ومن هناك على ماسحة عمودية أقل سرعة، وأخيرًا إلى بصريات الإسقاط. يبيّن الشكل (51.2) الفكرة الأساسية لشاشة إسقاط كاملة الألوان ذات مسح ليزري.

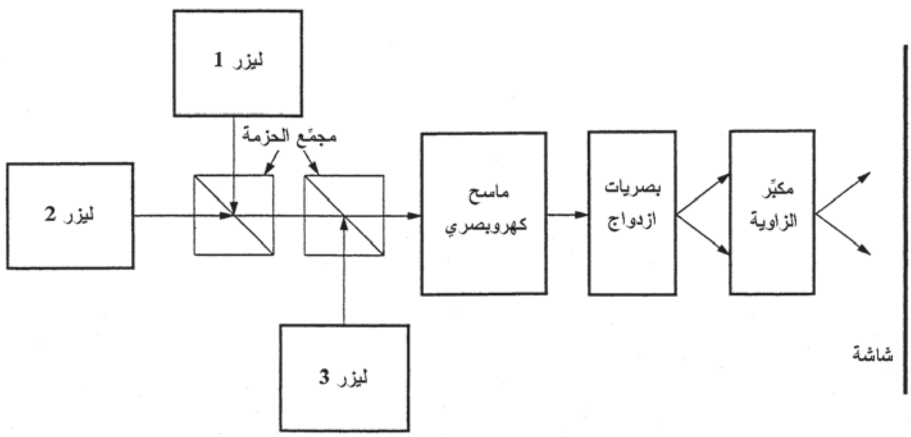
ويجب ملاحظة أن أنظمة شاشات الشبكية التقديرية، المشار إليها سابقًا، تَستخدِم نفس الفكرة الأساسية المماثلة لماسحة الليزر لإنتاج نمط الصورة الممسوحة بشبكة خطوط المسح على شبكية العين؛ والشبكية في الواقع تحل محل

الشاشة. (عنصر تكبير الزاوية المبيّن في الشكل (51.2) غير مطلوب في شاشات الشبكية التقديرية).

والماسحة العمودية يمكن أن تكون واحدة مما يلي:

- ماسحة ميكانيكية رنينية مصغَّرة.
- ماسحة سطح آلي متعددة السيليكون.
- مرآة دوّارة مضلعة الجوانب.
- حارفات حالة صلبة من الليثيوم نيوبات (lithium niobate).

والماسحة العمودية يمكن أن تكون واحدة من المذكورة أعلاه أو مرآة جلفانومترية بسيطة.



الشكل (51.2): شاشة إسقاط كاملة الألوان ذات مسح ليزري.

وتَستخدِم الطرق الثلاث الأولى الحركة الزاويّة الفيزيائية لسطح المرآة لحرف حزمة الضوء وهي ليست حالة صلبة حقيقية. والميكانيكيات الاهتزازية يمكن الاعتماد عليها كثيرًا (مثلاً ميكانيكية ارتعاش الجيرو الليزري)، والمرايا

المضلعة الجوانب ذات سرعة الدوران العالية، على الرغم من أنها أكبر، إلا أنها معروفة جدًا في أنظمة الأشعة تحت الحمراء. كما أنها تُستخدَم أيضًا على نطاق واسع جدًا في ماسحات شريط الأسعار (bar scanners) في الأسواق الكبرى.

إنتاج شاشة عالية الدقة حتمًا يزيد من سرعة التضمين ومتطلبات إشارة عرض الحزمة. وتَستخدِم بعض الأنظمة العالية الدقة بُقَع مسح، مع، على سبيل المثال، أربعة ألياف بصرية تسقط على مرايا مضلعة دوّارة ذات سرعة عالية (حوالى 160,000 دورة في الدقيقة (rpm)) للمسح الأفقي. وتُستخدَم أربع مرايا جلفانومترية للمسح العمودي بحيث يتم توليد صورة الشاشة في أربع عينات نموذجية.

ويجري تطوير ماسحات الحالة الصلبة مثل حارفات الليثيوم نيوبات؛ وهذا المواد، على أيّة حال، لها قيود لدرجات الحرارة، والانحراف الزاويّ الذي يمكن إنتاجه هو فقط حوالى 1^{o}، ويتطلب مضاعفته عن طريق الانعكاس بسلسلة من المرايا.

ومن المدهش مقارنة الحالة النسبية بتلك التي يتم فيها حرف حزمة الإلكترونات بطريقة كهروستاتيكية أو كهرومغناطيسية في أنبوب أشعة الكاثود.

المميزات المقدمة بواسطة الشاشات المُسقَطة ليزريًا هي:

1- نوع تناظري سلس للشاشة مثل تلك المكتوبة بواسطة أنبوب أشعة الكاثود.

2- سلسلة لونية كاملة واسعة جدًا بألوان أساسية عالية التشبُّع والتي، بالتالي، يمكن أن تجعل الشاشة تظهر أسطع من شاشة البلورات السائلة.

3- درجات اللون الرمادي ذات نطاق واسع جدًا.

4- يمكن تعديل نظام المسح ليناسب نسب امتداد متعددة بدون فقد في خطوط العرض.

10.2 التحكُّم وإدخال البيانات Control and data entry

1.10.2 المقدمة Introduction

كما ورد في مقدمة هذا الفصل، فإن الطيار (والطاقم) يجب أن يكون قادرًا على التحكُّم في المعلومات التي يتم عرضها، على سبيل المثال، لتغيير الأنماط ومصادر المعلومات في مراحل مختلفة من المهمة، أو في حالة الأعطال، أو الإخفاق، أو الطوارئ، أو التهديدات، الخ. ومن الضروري أيضًا للطيار أن يكون قادرًا على إدخال البيانات في أنظمة إلكترونيات الطيران المختلفة (مثلاً نقاط طريق الملاحة). فالتحكم وإدخال البيانات بهذا مكمِّلة لمختلف الشاشات وتمكِّن الطيار (والطاقم) من التفاعل مع أنظمة إلكترونيات الطيران المختلفة في الطائرة. والوسائل لإجراء التحكُّم وإدخال البيانات يجب أن تكون سهلة وطبيعية قدر الإمكان، وعلى وجه الخصوص تحت ظروف أعباء العمل العالية. يعطي هذا القسم عرضًا موجزًا عن:

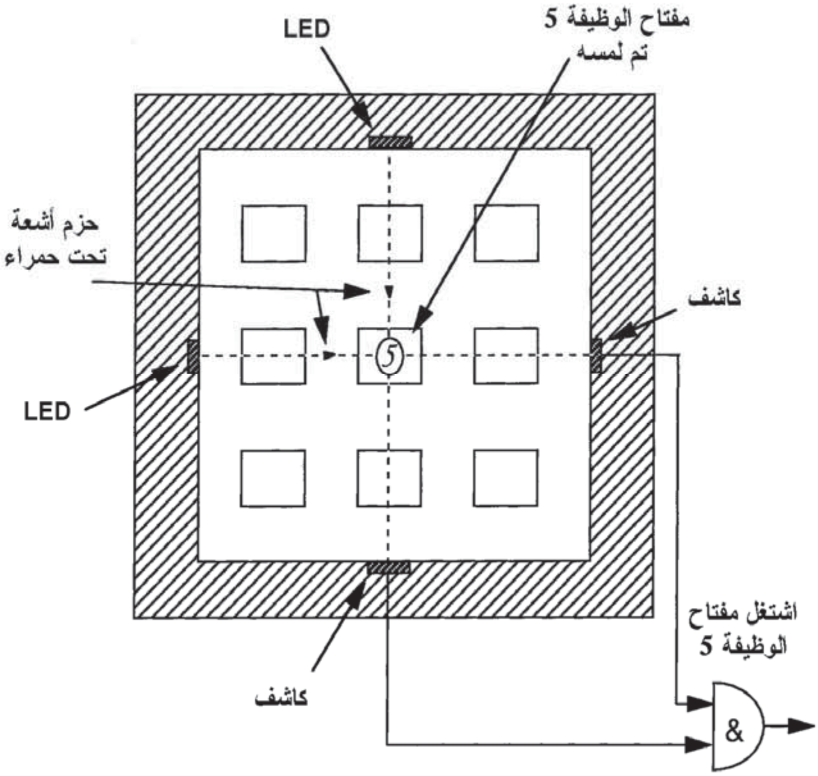
- لوحات التحكُّم اللمسية.
- نظام إدخال الصوت المباشر.
- أجهزة تتبُّع العين.

كوسائل للتحكُّم وإدخال البيانات.

2.10.2 لوحات التحكُّم اللمسية Tactile control panels

لقد شُرِحت هذه اللوحات باختصار في القسم 3.6.2. تَستخدِم لوحة التحكُّم اللمسي النموذجي مصفوفة من حزم الأشعة تحت الحمراء عبر سطح الشاشة التي تعرض مفاتيح الوظائف المختلفة. لمس أيّ مفتاح وظيفة محدد على سطح الشاشة يعمل على إثارة حزمتي الأشعة تحت الحمراء x وy اللتين تتقاطعان على مفتاح

الوظيفة المعروض، وبالتالي ترسل إشارة عملية تلك الوظيفة المحددة. يوضح الشكل (52.2) فكرة العمل الأساسية للوحة اللمس.



الشكل (52.2): فكرة عمل لوحة اللمس.

3.10.2 نظام إدخال الصوت المباشر Direct voice input

التحكّم بإدخال الصوت المباشر ((direct voice input (DVI)) هو نظام يتيح للطيار إدخال البيانات والتحكم بتشغيل أنظمة إلكترونيات الطيران للطائرة بواسطة الكلام. ويتم التعرف على الأوامر الكلامية والبيانات بواسطة نظام التعرُّف الكلامي الذي يقارن اللفظ الكلامي بقوالب الكلام المخزونة لنظام المفردات. يتم بعد ذلك إرسال الأوامر التي يتم التعرف عليها، أو البيانات، إلى الأنظمة الثانوية بواسطة الرابط البيني للناقل السريع للبيانات (مثلاً MIL STD 1553B).

كأمثلة:

أ- لتغيير تردد قناة الاتصال، يقول الطيار – "راديو" (متبوعة بالجملة) "اختر التردد ثلاثة أربعة خمسة فاصلة ستة".

ب- لإدخال بيانات الملاحة، يقول الطيار – "مِلاحة" (متبوعة بالجملة) "أَدخِل خط عرض نقاط الطريق وإحدى وخمسين درجة وإحدى وثلاثين دقيقة، وإحدى عشرة ثانية شمالاً. وخط الطول صفر درجة وخمس وأربعون دقيقة وسبعون ثانية غربًا".

ردَّة الفعل التي تَعرَّف فيها نظام إدخال الصوت المباشر على أوامر الطيار بشكل صحيح يتم تقديمها مرئية على شاشة الرأس المرتفع والشاشة المركَّبة في الخوذة (إذا تم تركيبها)، وصوتية بواسطة نظام التركيب الكلامي. يقوم الطيار بعد ذلك بتأكيد الأوامر التي تم التعرف عليها بشكل صحيح قائلاً "إدخال" وتبدأ الأوامر بالتنفيذ.

يستطيع الطيار بالتالي البقاء مرتفع الرأس، ولا يحتاج إلى تشتيت انتباهه عن العالم الخارجي لكي يقوم بتشغيل اللوحات اللمسية، والمفاتيح، وأزرار الكبس، ولوحات المفاتيح، الخ. وبهذا فإن نظام إدخال الصوت المباشر يمكن أن يقلل من أعباء عمل الطيار في حالات أعباء العمل العالية. وتجدر الإشارة إلى أن المفردات المطلوبة ليست واسعة، ويعمل الطياران (والطاقم) مواضيع جيدة لنظام إدخال الصوت المباشر. وهذا لأنهم يتدربون على الكلام بوضوح وبشكل محدد بأسلوب ذي بنية قوية عند إعطاء الأوامر والمعلومات عبر قنوات الاتصال لأعضاء الطاقم الزملاء، والطائرات الأخرى، ومحطة التحكم الأرضية.

ما يلي هو ملخص للخصائص والمتطلبات الرئيسية لنظام إدخال الصوت المباشر المحمول جوًّا:

- الكلام المترابط كلِّيًا: نظام التعرُّف الكلامي يجب أن يكون قادرًا على التعرُّف على الكلام العادي المترابط كلِّيًا بدون أي توقفات مطلوبة بين الكلمات.

(الأنظمة التي تتطلب توقفًا بين الكلمات تُعرَف باسم "أنظمة التعرُّف على الكلمة المنفصلة").

- حجم المفردات: المفردات المطلوبة هي ما بين حوالى 200 إلى 300 كلمة.
- فترة القالب الكلامي: فترة القالب الكلامي القصوى هي حوالى 5 ثواني.
- فترة المفردات: فترة المفردات القصوى هي حوالى 160 ثانية.
- عُقَد القواعد اللغوية: عدد عُقَد القواعد اللغوية المطلوبة هي حوالى 300.

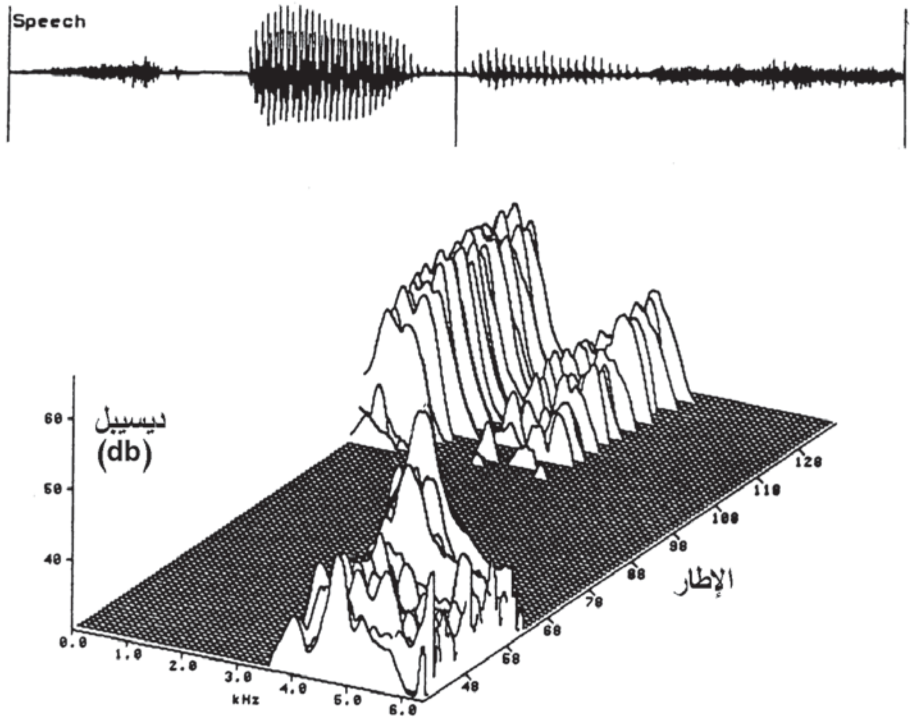
يبيّن المثال التالي "شجرة قواعد لغوية" نموذجية:



- فترة اللفظ: يجب أن لا تكون هناك قيود على الفترة القصوى للفظ المُدخَل.
- زمن استجابة التعرُّف: وهذا يجب أن يكون آنيًّا.

ويمكن فقط إعطاء عرض مختصر جدًا عن أنظمة التعرُّف الكلامي بسبب قيود المساحة. فكرة العمل الأساسية هي استخلاص الملامح الكلامية الهامة للألفاظ المُتكلَّمة، ومن ثم مطابقة هذه الملامح بقوالب المفردات المخزونة. وتُستخدَم خوارزميات متطورة لاختيار أفضل تطابق واستخراج الكلمات التي يتم التعرُّف عليها، إذا كان مستوى الثقة عاليًا بما يكفي. يوضح الشكل (53.2) الملامح الكلامية لكلمة

مفردة والتي يمكن استخلاصها بواسطة التحليل الطيفي للألفاظ المُتكلَّمة. ويمكن رؤية الملامح المميزة في "الرسم البياني الطيفي" (spectragram) الثلاثي الأبعاد.



الشكل (53.2): الملامح الكلامية – التحليل الطيفي – «رسم بياني طيفي» لكلمة spar (السارية) (بترخيص من BAE BIOSYSTEMS).

لقد أجريَت أبحاث وتطويرات واسعة جدًا وهي في نشاط مستمر حول العالم لإنتاج أنظمة تعرُّف كلامية بحيث تكون "مستقلة عن المتكلِّم"، أي أنها ستتعرف على الكلمات التي ينطقها أيّ متكلِّم بوضوح.

الأنظمة التجارية المثيرة للإعجاب متوفرة اليوم على نطاق واسع، على سبيل المثال، الاستفسارات الهاتفية الآلية وأنظمة إدخال البيانات. وعلى الرغم من

أن هذه الأنظمة تتطلب فقط مفردات محددة، إلا أن التعرُّف الدقيق على سلسلة من الأعداد هو اختبار جيد لأيّ نظام تعرُّف كلامي.

البيئة المحمولة جوًّا، على أيّة حال، تفرض متطلبات محددة مثل القدرة على التشغيل إلى مستوى ثقة عالية جدًا في وضع ضجيج الخلفية العالية. وقيم لدقة التعرُّف بحوالى 99 في المئة مطلوبة في بيئة المقصورة للتقليل من الحصول على تكرار للأوامر لأن هذا قد يحبط هدف تسهيل أعباء عمل الطيار. ونظام التعرُّف الكلامي يجب أيضًا أن يتعرف على الأوامر الملفوظة أثناء الإجهاد الفيزيائي للمناورة. لهذه الأسباب فإن قوالب المفردات المخزونة يتم اشتقاقها حاليًا من الطيار الذي يقوم بالتالي بتحديد خصائص النظام وفقًا لأنماط كلامه المحدد. وكما أُشير سابقًا، فإن متطلبات المفردات المخزونة ليست واسعة (حوالى 200 إلى 300 كلمة).

تقنية النظام الذكي المستند إلى المعرفة (IKBS) يمكن أيضًا استخدامها لتحسين دقة التعرُّف من خلال استنتاج السياق الكلامي الذي فيه يتم لفظ الكلمات واستبعاد الكلمات التي هي خارج السياق أو بعيدة الاحتمال. وفي حالة البيانات الرقمية فإن الأعداد التي هي خارج المدى المحتمل، لكميات مثل الترددات أو الإحداثيات العرضية/الطولية، يمكن رفضها.

إن معرفة السياق الكلامي ضروري عند إجراء محادثات تخابريه في بيئة ضجيجية حيث لا يمكن سماع كل كلمة بوضوح، على سبيل المثال في مقابلة رسمية حيث تُجرى فيها المحادثات في نفس الوقت. واستخدام تقنية النظام الذكي المستند إلى المعرفة بهذا يبدو تطويرًا طبيعيًا لزيادة دقة التعرُّف إلى مستوى حتى أعلى، مع العلم بأن القدرة الكمبيوترية متوفرة في الوقت الحاضر.

4.10.2 أنظمة المُخرجات الكلامية Speech output systems

أنظمة التنبيه الصوتي باستخدام تقنيات التركيب الكلامي لتوفير رسائل تنبيهية صوتية للطيار/الطاقم بأعطال النظام والأخطار/التهديدات معروفة جدًا في

الوقع الحاضر. هذه الأنظمة أيضًا مكمِّلة لأنظمة التعرُّف الكلامي لتقديم ردَّة الفعل الضرورية بأن الأوامر/البيانات الملفوظة المُدخلة قد تم التعرُّف عليها بشكل صحيح.

إن تطوير التركيبات الكلامية المولَّدة رقميًا قد أُجري على مدى سنوات عديدة وتتوفر الآن أنظمة عالية الأداء وعلى نطاق واسع الاستخدام في العديد من التطبيقات اليومية بعيدًا عن الطائرات.

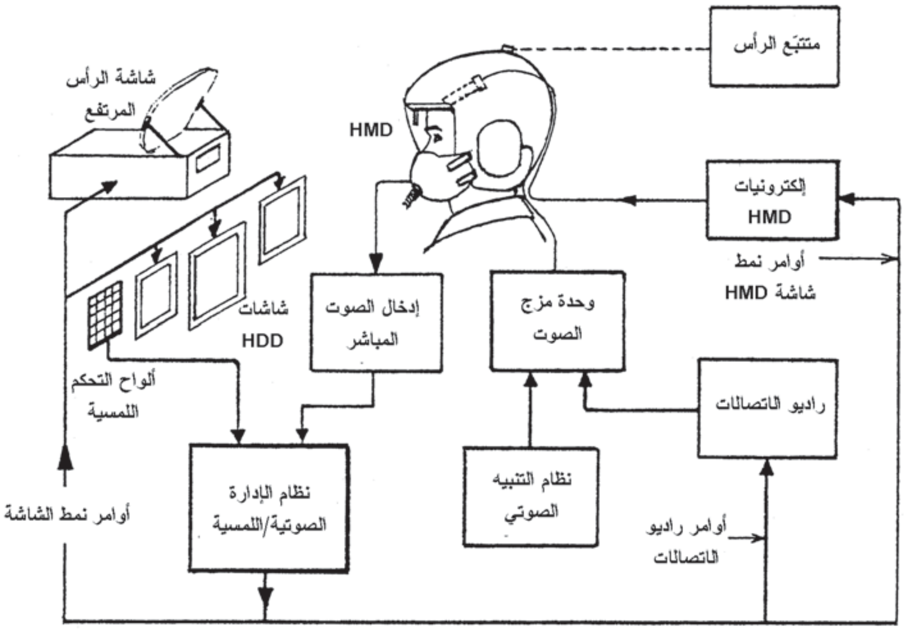
والتطوير الحديث جدًا والمدهش لتطبيقات الطائرات القتالية هو استخدام إشارات صوتية تنبيهية مجسَّمة للإشارة إلى اتجاه التهديد للطيار – مثل في الخلف وإلى اليسار أو اليمين، أو في الأعلى، أو في الأسفل، الخ. والتجارب في برامج المحاكاة المتقدمة للمقصورة بطيارِي طائرات نفاثة سريعة من أسراب طائرات الجبهة الأمامية قد نتج منها استجابات إيجابية وداعمة، ويُعتبر أن أنظمة التنبيه المُجسَّمة هي تطوير مستقبلي محتمل.

5.10.2 دمج الشاشة مع المُدخَلات الصوتية/اللمسية

Display integration with audio/tactile inputs

إن دمج وإدارة جميع أسطح الشاشة بواسطة المُدخَلات الصوتية/اللمسية يمكِّن من تحقيق خفض كبير جدًا في أعباء عمل الطيار في الجيل الجديد من الطائرات الهجومية/القتالية ذات المقعد الواحد.

يوضح الشكل (54.2) فكرة العمل الأساسية لنظام الإدارة الصوتية/اللمسية. هذا النظام مركَّب في طائرات Eurofighter Typhoon، وفاعلية النظام في خفض أعباء عمل الطيار عند جمعه بالمناورة اللامبالية الناتجة من نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك (FBW) ونظام التحكم الآلي للمحركات يُشار إليها باسم تحكُّم "الصوت، الحلْق، العصا" (Voice, Throttle, Stick).



الشكل (54.2): نظام الإدارة الصوتية/اللمسية.

ملاحظة: ألواح التحكم اللمسية يمكن دمجها مع شاشات الرأس المنخفض (HDD).

6.10.2 أنظمة تتبُّع العين Eye trackers

لقد استُخدِمت أنظمة تتبُّع العين تجريبيًا في التطبيقات المحمولة جوًّا، وعلى وجه الخصوص لتقييم ومراقبة نمط مسح الطيار لأجهزة المقصورة. كما تم أيضًا استخدامها على نطاق واسع جدًا وتقييمها في برامج المحاكاة الأرضية لتطبيقات مستقبلية مثل:

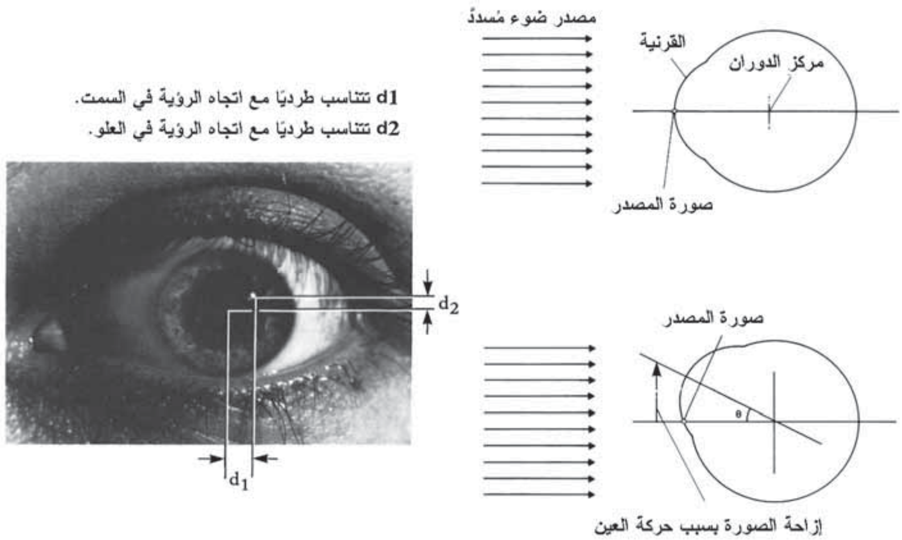
- الدقة المحسَّنة لتحديد الهدف من خلال التمكين بإجراء قياس أكثر دقة لزاوية رؤية الطيار بالاقتران بنظام تتبُّع الرأس.
- إدخال البيانات بالاقتران بالشاشة المركَّبة في الخوذة: يمكن عرض لوحة مفاتيح على الشاشة المركَّبة في الخوذة، كما يمكن إدخال البيانات بالنظر إلى رمز البيانات المناسبة (مثلاً، مفاتيح الوظائف، والأرقام من 0 إلى 9، الخ) ومن ثم تشغيل زر كبس بسيط. وزاوية رؤية الطيار يتم قياسها بواسطة نظام تتبُّع العين وعرضها بواسطة صليب صغير على الشاشة المركّبة في الخوذة.

وبهذا يمكن للطيار أن يرى خط بصره على الرمز المختار. ويمكن الحصول على نظام إدخال بيانات سريع ودقيق بهذه الطريقة.

ويجب ملاحظة أن هذه التقنية يمكن أيضًا استخدمها بواسطة الأشخاص المعاقين والبحث، في الواقع، في هذا المجال قيد التنفيذ.

نقوم فيما يلي بتقديم شرح مختصر جدًا عن فكرة عمل نظام تتبُّع العين باستخدام الانعكاس القرني.

بالرجوع إلى الشكل (55.2)، فإن إضاءة العين بضوء متوازٍ من مصدر ضوء مُسدَّد ينتِج صورة أو بقعة ساطعة على السطح الكروي لقرنية العين. المسافة بين هذه البقعة الناصعة ومركز بؤبؤ العين هي بالتالي القياس المباشر للدوران الزاوي لمقلة العين. ويمكن أيضًا إنتاج صورة ساطعة للبؤبؤ بانعكاس مصدر الضوء من الشبكية. (صورة "العين الحمراء" على اللقطة الفوتوغرافية للكاميرا عند استخدام ضوء ومّاض (flash light) هي نتيجة السبب نفسه).



الشكل (55.2): فكرة عمل نظام تتبُّع العين للانعكاس القرني (بترخيص من BAE BIOSYSTEMS).

المستويات المنخفضة للإضاءة من مصدر دايود باعث للضوء (LED) تُستخدَم في نظام تتبُّع العين، والنظام البصري يتم تصميمه كمبيوتريًا بحيث تكون المستويات على شبكية العين بمقادير أقل كثيرًا من القيم القصوى المسموح بها، بحيث إن سلامة العين ليست قضية. ويتم تركيب كاميرا مصغَّرة ذات جهاز مزدوج الشحن على الخوذة لتقديم صورة فيديوية للعين مع البقعة الساطعة على القرنية والبؤبؤ الساطع. ويتطلب تقنيات معالجة متطورة للصورة وخوارزميات قوية لاستخلاص مركز البؤبؤ، مع الأخذ في الاعتبار أن البؤبؤ قد يكون محجوبًا جزئيًا بواسطة جفن العين وأهداب العين. ومن الضروري أيضًا إزالة أيّ صور للبقع الساطعة على القرنية من مصادر الضوء غير المرغوبة بحيث تُستخدَم فقط صورة البقعة الساطعة الناتجة من مصدر الدايود الباعث للضوء المُسدَّد في حساب زاوية الرؤية.

كما يتطلب أيضًا طريقة لإجراء معايرة لقياس وخزن كل تغيير على حدة في هندسة العين من متوسط القيم الإحصائية المفترضة، على سبيل المثال، 12mm لمتوسط نصف قطر مقلة العين، و8mm لنصف القطر الكروي للقرنية، و6mm للمسافة بين مركز القرنية وتقوُّس مركز مقلة العين. أضف إلى ذلك، فإن كلاً من مقلة العين وسطح القرنية قد لا تكونان كرويتين تمامًا.

ويمكن الحصول على حسابات زاوية الرؤية الآنيّة إلى دقة بحدود 0.5^o بسرعات إطارية فيديوية 50 Hz باستخدام التقنيات المذكورة أعلاه مع معالِجات إشارة رقمية حديثة.

وعلى الرغم من أن أنظمة تتبُّع العين المركَّبة في الخوذة المدمجة مع الشاشات المركَّبة في الخوذة لا تزال في مرحلة التطوير، إلا أنها مع ذلك لها احتمالية كبيرة جدًا في الأنظمة المستقبلية وبهذا فإنها مكفولة التضمين في هذا الفصل. وربما عبارة "شاهد هذا الفضاء" مناسبة لاستخدامها المستقبلي.

Further reading قراءات إضافية

Bartlett, C.T. *A Practical Application of Computer Generated Holography to Head Up Display Design*. Butterworth: Heinemann, 1994. Displays volume 15 number 2 1994.

Burgess, M. A. and R. D. Hayes. *Synthetic Vision – A View in the Fog*: IEEE Proceedings of 11th Digital Avionics System Conference, Seattle 5-8 October 1992.

Flight Safety Foundation study of 543 total loss and 536 partial loss jet transport accidents, including 30 years prior to 1989.

Rowntree, T. "The Intelligent Aircraft." *IEEE Review*: January 1993.

Tidewell, M. [et al.]. *The Virtual Retinal Display – A Retinal Scanning Imaging System*. Seattle: Human Interface Technology Laboratory, University of Washington.

"Tomorrow's Cockpit Displays." *Aerospace* (Royal Aeronautical Society): November 1991. pp 12-14.

الفصل الثالث

الديناميكا الهوائية وتحكُّم الطائرة

Aerodynamics and Aircraft Control

1.3 المقدمة Introduction

الغرض من هذا الفصل هو تزويد القارئ بمدخل إلى الديناميكا الهوائية، واستقرار وتحكُّم الطائرة، والاستجابة الديناميكية وسلوك الطائرة، بحيث يكون قادرًا على فهم دور ومهام أنظمة تحكُّم الطيران الآلي. والهدف من ذلك هو تكوين خلفية أساسية عن نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك (الفصل الرابع) وأنظمة الطيار الآلي (الفصل الثامن).

2.3 أساسيات الديناميكا الهوائية Basic aerodynamics

في هذا القسم، سيتعرف القارئ على المبادئ الأساسية لطيران الطائرة وكيفية قيام الأجنحة بتوليد الرفْع (lift) لدعم وزن الطائرة. وبهذا، سيتم بإيجاز تغطية السمات الديناميكية الهوائية لطيران الطائرة، وبشكل أساسي استعراض وتعريف المصطلحات والمعامِلات الديناميكية الهوائية المستخدَمة.

1.2.3 الرفْع والسَّحْب Lift and drag

سطح الانسياب الهوائي أو المطيار (aerofoil) المائل بزاوية مع دفق هوائي (airstream) متحرك سيعاني محصلة قوة نتيجة للتأثيرات الديناميكية الهوائية. وتتولد محصلة القوة الديناميكية الهوائية عن طريق:

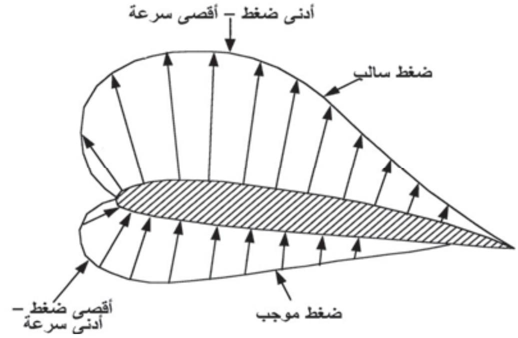
أ- خفض في الضغط على السطح العلوي للجناح مع تزايد سرعة تدفق الهواء لتتبع انحناء (curvature) أو تقوس (camber) الأجنحة.

ب- زيادة في الضغط على السطح السفلي للجناح نتيجة ضغط التصادم (impact pressure) لمُركَّبات الدفق الهوائي بزوايا قائمة مع السطح السفلي.

وحوالى ثلثي محصلة القوة الديناميكية الهوائية هذه هي نتيجة الخفض في الضغط على السطح العلوي للجناح، وحوالى الثلث نتيجة الزيادة في الضغط على السطح السفلي. يوضح الشكل (1.3) توزيع الضغط على سطح انسياب هوائي نموذجي.

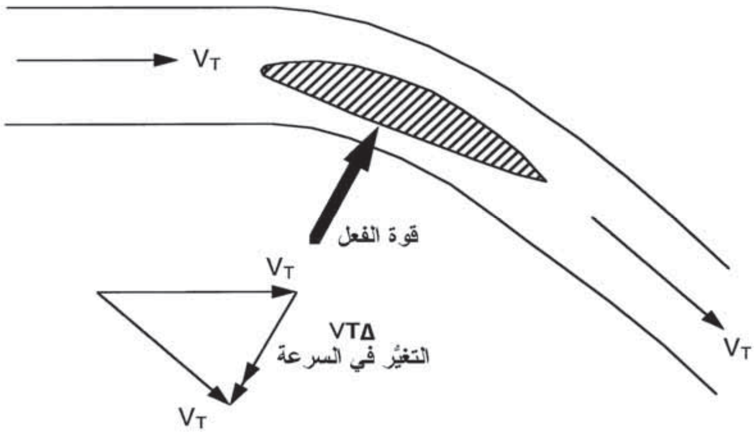
القوة الديناميكية الهوائية المبذولة على سطح المطيار يمكن أيضًا تفسيرها بأنها قوة رد الفعل الناتجة من معدل تغيُّر كمية تحرك الدفق الهوائي المتحرك بواسطة قوة الفعل لسطح الانسياب الهوائي في حرف الدفق الهوائي عن اتجاهه الأصلي (انظر الشكل (2.3)).

ومقدرة سطح الانسياب الهوائي (المطيار) على حرف الدفق الهوائي تعتمد على الزاوية بين سطح الانسياب الهوائي والدفق الهوائي وعلى انحناء، أو تقوُّس، سطح الانسياب الهوائي. وتزداد القوة الديناميكية الهوائية بزيادة التقوُّس أو بزيادة الزاوية بين سطح المطيار والدفق الهوائي. وسمك المطيار أيضًا يحدد مدى فعالية سطح الانسياب الهوائي لإنتاج القوة.



الشكل (1.3): توزيع الضغط على سطح الانسياب الهوائي.

محصلة القوة الديناميكية الهوائية هذه يمكن تحليلها إلى مركِّبتين. مركَّبة بزوايا قائمة مع سرعة الهواء بالنسبة إلى الجناح (يُشار إليها عادة في كتب الديناميكا الهوائية بسرعة الهواء النسبية (relative wind)) وتسمى "قوة الرفع" (lift force)).



الشكل (2.3): التغيُّر في كمية تحرك تدفق الهواء بواسطة سطح الانسياب الهوائي (المطيار).

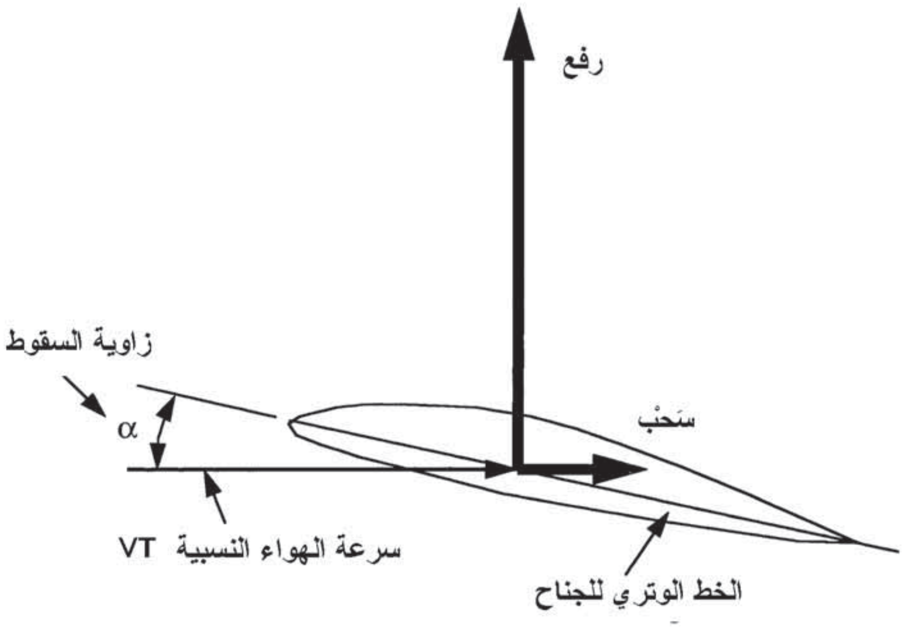
والمركِّبة الموازية لسرعة الهواء تُعرَف باسم "قوة السَّحْب" (drag force)، وكما يتضمن اسمها فإن هذه القوة تؤثر في الجناح في اتجاه مضاد لسرعة الجناح بالنسبة إلى الكتلة الهوائية (air mass) (أو بدلاً من ذلك في اتجاه سرعة الهواء النسبية). ويجب ملاحظة أن مركِّبة قوة السَّحْب للقوة الديناميكية الهوائية المؤثرة في الجناح تُعرَف باسم "السَّحْب الجناحي" أو الكبح (wing drag) وتُشكِّل جزءًا كبيرًا من الكبح الكلي المؤثر في الطائرة، وعلى وجه الخصوص عند زوايا السقوط العالية.

2.2.3 زاوية السقوط/زاوية الهجوم

Angle of incidence/angle of attack

بالرجوع إلى الشكل (3.3) نجد أن الزاوية بين اتجاه سرعة الهواء بالنسبة إلى الجناح (سرعة الهواء النسبية) والخط الوَتَري (chord line) للجناح (وهو خط إسناد خلال مقطع الجناح) يُعرَف باسمين هما زاوية السقوط (angle of incidence) وزاوية الهجوم (angle of attack). زاوية السقوط هو المصطلح

المستخدم بشكل عام في المملكة المتحدة وزاوية الهجوم في الولايات المتحدة الأمريكية. سوف يُستخدَم مصطلح زاوية السقوط في هذا الكتاب.



الشكل (3.3): زاوية السقوط.

3.2.3 مُعامِل الرفع ومُعامِل السحب

Lift coefficient and drag coefficient

تعتمد القوى الديناميكية الهوائية على ضغط التصادم الذي، كما شُرِح في الفصل الثاني، هو عبارة عن الضغط المتكوِّن بواسطة التغيُّر في طاقة حركة الدفق الهوائي عندما يؤثر في السطح. ويستخدم المختصون في الديناميكا الهوائية مصطلح الضغط الديناميكي، Q، (dynamic pressure) للإشارة إلى ضغط التصادم الذي سيَنتُج إذا كان الهواء غير قابل للانضغاط. ويعطى الضغط الديناميكي بالعلاقة:

$$Q = \tfrac{1}{2}\rho V_T^2 \qquad (3.1)$$

حيث ρ كثافة الهواء و V_T السرعة الجوية.

قوة الرفع الديناميكية الهوائية، L_W، المؤثرة في الجناح هي دالة في الضغط الديناميكي، Q، ومساحة سطح الجناح، S، وعامل يعتمد على شكل مقطع سطح الانسياب الهوائي، وزاوية السقوط، α. هذا العامل هو مُعامِل لابُعدي، C_L، وهو دالة في زاوية السقوط ويُستخدَم للتعبير عن فاعلية مقطع سطح المطيار في توليد الرفع.

$$C_L = \frac{L_W}{\frac{1}{2}\rho V_T^2 S} \tag{3.2}$$

وبالتالي، فإن:

$$L_W = \tfrac{1}{2}\rho V_T^2 S C_L \tag{3.3}$$

العلاقة البيانية بين C_L مقابل α هي خطية حتى قيمة معينة لزاوية السقوط عندما يبدأ تدفق الهواء بالتلاشي من السطح العلوي وينخفض الرفع بشكل سريع جدًا – وهذا يُعرَف باسم الانهواء (stalling). ميل العلاقة بين C_L مقابل α والقيمة العظمى C_{Lmax} لا يعتمد على مقطع المطيار. وتتراوح C_{Lmax} عادة ما بين حوالى 1.2 إلى 1.6. والقيم العظمى لزاوية السقوط قبل بدء الانهواء تتراوح ما بين 15^o و 20^o لمخططات الجناح التقليدية؛ وللطائرات ذات الجناح المثلثي فإن هذا الرقم قد يبلغ ما بين 30^o إلى 35^o. والعلاقة بين C_L مقابل α تتغيّر أيضًا عندما تقترب سرعة الطائرة من سرعة الصوت، وتتغيّر مرة أخرى عند السرعات فوق الصوتية.

وبالمثل، هناك خاصية لا بُعدية تسمى معامل الكبح C_D (drag coefficient)، وهي دالة في زاوية السقوط، α، وتُستخدَم لتمكين تحديد خصائص الكبح لسطح المطيار.

$$C_D = \frac{D_W}{\frac{1}{2}\rho V_T^2 S} \tag{3.4}$$

أي أن قوة الكبح هي:

$$D_W = \frac{1}{2}\rho V_T^2 SC_D \qquad (3.5)$$

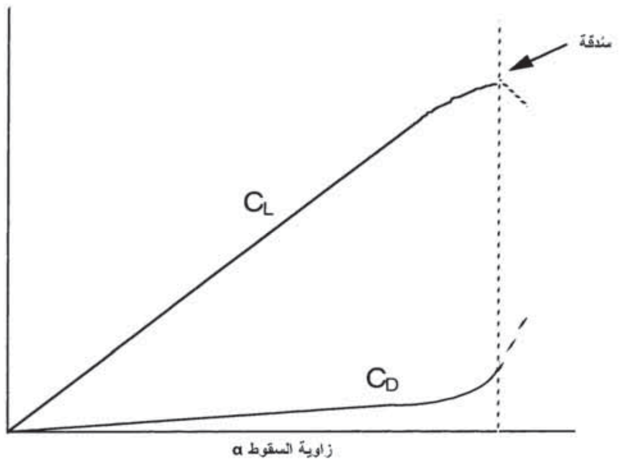
وخاصيتا الرفع والكبح لسطح مطيار ترتبطان مع بعضهما البعض بعلاقة يمكن كتابتها على النحو التقريبي التالي:

$$C_D = C_{DO} + kC_L^2 \qquad (3.6)$$

حيث C_{DO} و k ثابتان لمقطع سطح انسياب هوائي محدد.

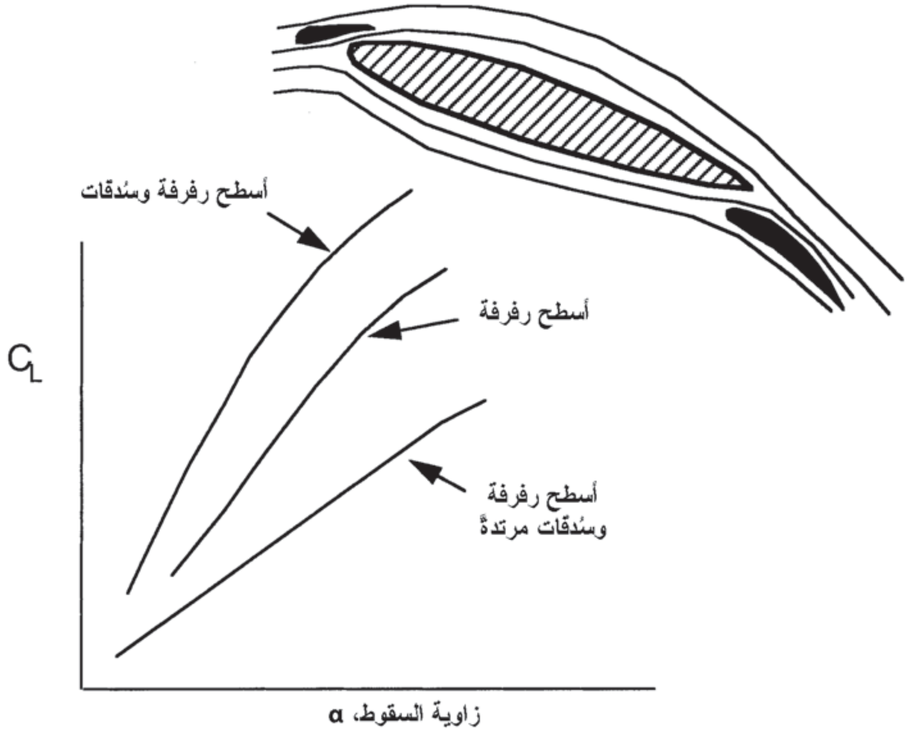
وبهذا، فإن C_{DO} تزداد سريعًا عند القيم العليا لـــ C_L (و α). كما أنها أيضًا تزداد سريعًا جدًا في الواقع مع اقتراب سرعة الطائرة من سرعة الصوت نتيجة التأثيرات الانضغاطية. وخصائص C_D مقابل α للجناح المصمم للعمليات فوق الصوتية تختلف تمامًا مرة أخرى عند السرعات فوق الصوتية مقارنة بالسرعات دون الصوتية.

يبيّن الشكل (4.3) الشكل العام لسطح مطيار نموذجي دون صوتي، للعلاقة البيانية بين كل من C_L و C_D مقابل α. وقد قُدِّرَت هذه الخصائص لمدى واسع جدًا من القطاعات المعيارية لسطح الانسياب الهوائي. واختيار قطاع معيّن من سطح المطيار في عملية تصميم الطائرة يتحدد بواسطة مجموعة من الخصائص المثلى لمهمة الطائرة ومدى ظروف ارتفاع وسرعة التشغيل.



الشكل (4.3): العلاقة البيانية بين كل من C_L و C_D مقابل α.

والتوافُق بين متطلبات رفع الجناح على مخطط حدود الطيران، مثلاً الرفع العالي عند الإقلاع والسحب المنخفض عند السرعات العالية، أو الرفع الزائد للمناورة في الطائرة القتالية، يتم تحقيقه باستخدام أسطح رفرفة أو قلابات (flaps) أو سُدْفات (slats) (وتسمى أحياناً قِدات) رَدُودة للحافة الأمامية للجناح وأسطح رفرفة رَدُودة للحافة الخلفية للجناح (انظر الشكل (5.3)). وهذه تتيح الحصول على زيادات كبيرة نسبيًا في C_L مع قيم قصوى لــ C_{Lmax} ما بين 3 إلى 4.



الشكل (5.3): سُدْفات الحافة الأمامية للجناح وأسطح رفرفة الحافة الخلفية للجناح.

4.2.3 مثال توضيحي على أساسيات الديناميكا الهوائية

Illustrative example on basic aerodynamics

نقدِّم فيما يلي مثالاً بسيطاً على تطبيقات هذه العلاقات الأساسية للديناميكا الهوائية. الهدف من ذلك هو توضيح كيفية حساب الرفع، والسقوط، والقدرة على

المناورة لمجموعة من السرعات والارتفاعات المختلفة لكي نعطي "شعورًا هندسيًا" للموضوع. لنفترض أن العوامل الأساسية لطائرة افتراضية هي على النحو التالي:

كتلة الطائرة (m)	30,000 kg
مساحة الجناح (S)	75 m^2
معامل الرفع الأقصى (C_{Lmax})	1.2
زاوية السقوط القصوى (α_{max})	15^o

العلاقة بين C_L مقابل α افترُضت بأنها خطِّية.

البيانات الجوية: كثافة الهواء، ρ_0، عند مستوى سطح البحر ودرجة الحرارة (15 ^{o}C) والضغط (1013.25 mbar) العياريتين = 1.225 kg/m^3.

وكثافة الهواء، ρ، عند ارتفاع 30,000 قدم (9,144 متر) = 0.4583 kg/m^3.

السؤال (1): ما هي زاوية السقوط للجناح، α، عند الطيران المستقيم والمستوي بسرعة 80 متر/ث (160 عقدة تقريبًا) على ارتفاع 200 قدم في الوصول إلى مجال الطيران؟

السؤال (2): ما هي زاوية السقوط المقابلة للجناح عند الطيران المستقيم والمستوي بسرعة 200 متر/ث (400 عقدة تقريبًا) على ارتفاع 1,000 قدم؟ **ملاحظة:** قم بإهمال التغيُّر في الكثافة 0 إلى 1,000 قدم للتبسيط.

السؤال (3): ما هو أقصى تسارع عمودي يمكن تحقيقه عند ارتفاع 30,000 قدم عند الطيران بسرعة 225 متر/ث (450 عقدة)؟ قم بإهمال تأثيرات الانضغاطية، وافترض وجود دفع مناسب لمقاومة الزيادة في الكبح والحفاظ على السرعة 450 عقدة عند α_{max}.

الحالة (1): مستوى منخفض/سرعة منخفضة

الضغط الديناميكي = $Q = \frac{1}{2}\rho V_T^2 = 0.5 \times 1.225 \times 80^2 = 3920\,\text{N/m}^2$

رفع الجناح = $QSC_L = 3920 \times 75 \times C_L$ N

وزن الطائرة = $30{,}000\times 9.81$ N $(g = 9.81\ \text{m/s}^2)$

وبهذا فإن $3920\times 75\times C_L = 30{,}000\times 9.81$، ومنها نجد أن $C_L = 1.0$.

العلاقة بين C_L مقابل α هي خطيَّة، وبالتالي:

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{dC_{L\max}}{d\alpha_{\max}} = \frac{1.2}{15}\ \text{degrees}^{-1}$$

$$C_L = \frac{dC_L}{d\alpha}\cdot\alpha$$

وبالتالي، فإن $$\alpha = 1.0\times\frac{15}{1.2} = 12.5^\circ$$

الحالة (2): مستوى منخفض/سرعة عالية

يتناسب الرفع طرديًا مع V_T^2، وبالتالي فإن زاوية السقوط المطلوبة للطيران المستقيم والمستوي بسرعة 200 متر/ث هي:

$$= \left(\frac{80}{200}\right)^2 \times 12.5 = 2^\circ$$

الحالة (3): ارتفاع عالي/سرعة عالية

أقصى رفع يمكن تحقيقه = $\tfrac{1}{2}\times 0.4583\times 225^2\times 75\times 1.2 = 1{,}044\times 10^3$ N

وزن الطائرة = 294×10^3 N

وبهذا، فإن الرفع المتاح للمناورة = 750×10^3 N

والتسارع العمودي الممكن تحقيقه = $\dfrac{\text{القوة العمودية}}{\text{كتلة الطائرة}} = \dfrac{750\times 10^3}{30{,}000}$

$= 2.5\ g = 25\ \text{m/s}^2$ (تقريبًا)

5.2.3 عزم التسلق/الانحدار والمركز الديناميكي الهوائي

Pitching moment and aerodynamic centre

"مركز الضغط" (center of pressure) هو النقطة التي تؤثر فيها محصلة قوتي الرفع والكبح، وهي النقطة التي تكون عندها مجموع عزوم جميع القوى على كامل سطح الجناح مساوية للصفر. وبهذا سيكون هناك "عزم تسلق/انحدار" (pitching moment) مبذول عند أيّ نقطة أخرى غير مركز الضغط. ويتغير مركز الضغط مع زاوية السقوط، ولهذه الأسباب فإن "المركز الديناميكي الهوائي" (aerodynamic center) يُستخدَم الآن كنقطة مرجعية لتحديد عزم التسلق/الانحدار المؤثر في الجناح. ويُعرَّف المركز الديناميكي الهوائي للجناح بأنه النقطة التي لا يتغيّر حولها عزم الانحدار مع زاوية السقوط (بشرط أن تكون السرعة ثابتة). ويجب ملاحظة أن جميع أسطح الانسياب الهوائي (ما عدا المتناسقة منها) حتى عند انعدام الرفع تميل إلى أن تنحدر وتعاني عزمَ انحدارٍ، أو ازدواجاً. والمركز الديناميكي الهوائي هو بشكل عام حوالى رُبع نقطة وَتَر الجناح (مقاسًا من الحافة الأمامية للجناح). وعند السرعات فوق الصوتية فإنه يميل إلى أن يتحرك نحو الخلف إلى نقطة نصف الوتر. وهذا العزم للانحدار أو الازدواج الذي يتم معاناته عند انعدام الرفع، M_0، يتم التعبير عنه مرة أخرى بدلالة معامل لا بُعدي، وهو معامل عزم الانحدار، C_{M_0}.

$$C_{M_0} = \frac{M_0}{\frac{1}{2}\rho V_T^2 Sc} \qquad (3.7)$$

حيث c متوسط الوتر الديناميكي الهوائي، وتساوي مساحة الجناح/امتداد الجناح. وبهذا فإن عزم الانحدار يعطى بالعلاقة:

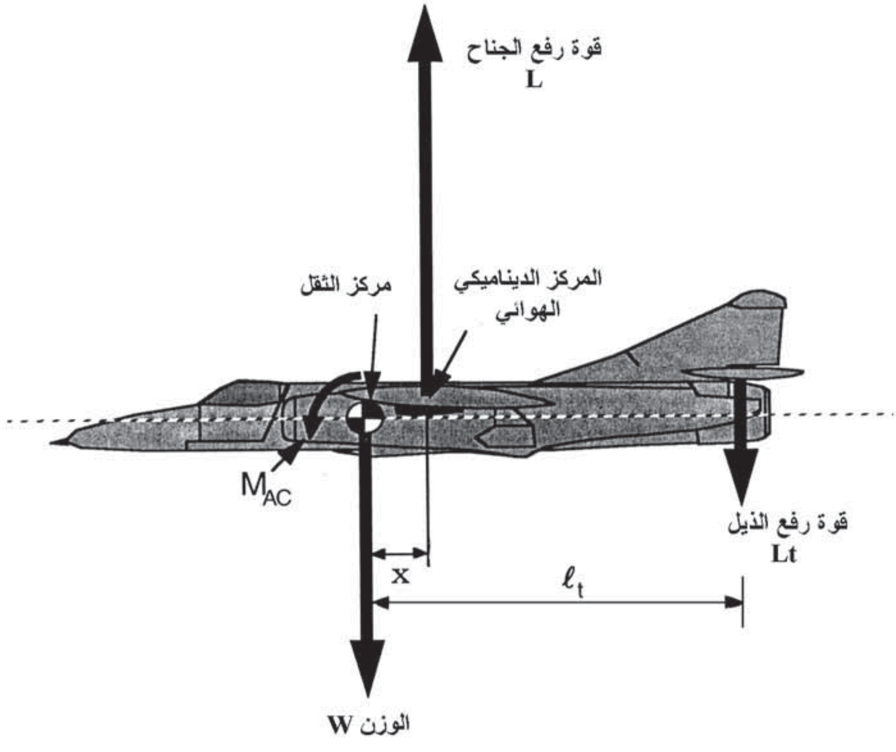
$$M_0 = \frac{1}{2}\rho V_T^2 Sc C_{M_0} \qquad (3.8)$$

6.2.3 إسهام سطح الذيل

Tailplane contribution

إن عزم الانحدار الكلي حول مركز ثقل الطائرة (center of gravity (CG)) وعلاقته بزاوية السقوط هام جدًّا في قياس استقرار الطائرة. وسيتم مناقشة ذلك في القسم التالي. إلا أنه من المناسب عند هذه المرحلة توضيح كيفية اشتقاق

محصلة عزم التسلق/الانحدار حول مركز الثقل، وخصوصًا بالإعدادات التقليدية للطائرة بسطح ذيل أفقي (horizontal tailplane) (ارجع إلى الشكل (6.3)). يساهم سطح الذيل كثيرًا في الاستقرار الطولي (longitudinal stability) ويوفر قوة الرفع المطلوبة نحو الأسفل لتوازن أو لضبط الطائرة من أجل الطيران المستقيم والمستوي. والعزم حول مركز الثقل نتيجة رفع سطح الذيل يتزن مع عزم انحدار هبوط المقدمة (nose-down pitching moment) نتيجة رفع الجناح وعزم الانحدار المتأصل للجناح أو الازدواج، M_0. ويجب ملاحظة أن رفع الضبط (trim lift) المبذول بواسطة سطح الذيل هو في اتجاه مضاد لرفع الجناح مما يخفض بالتالي الرفع الكلي المؤثر في الطائرة.



الشكل (6.3): إسهام سطح الذيل.

محصلة العزم حول مركز الثقل، M، يعطى بالعلاقة التالية:

$$M = -L_W x - M_0 + L_t l_t \quad (3.9)$$

(عزوم ارتفاع المقدمة (nose-up moments) تُحدَّد بقيم موجبة). ورفع الجناح يعطى بالعلاقة التالية:

$$L_W = \tfrac{1}{2}\rho V_T^2 S C_L$$

وعزم التسلق/انحدار الجناح يعطى بالعلاقة التالية:

$$M_0 = \tfrac{1}{2}\rho V_T^2 S c C_{M_0} \quad (3.10)$$

ورفع سطح الذيل يعطى بالعلاقة التالية:

$$L_t = k_t \tfrac{1}{2}\rho V_T^2 S_t C_{L_t} \quad (3.11)$$

حيث S_t مساحة سطح الذيل و C_{Lt} معامل رفع سطح الذيل.

k_t هي النسبة بين الضغط الديناميكي على سطح الذيل إلى الضغط الديناميكي للدفق الحر وتُعرَف باسم "عامل كفاءة سطح الذيل" (tailplane efficiency factor). هذا العامل يأخذ في الاعتبار تأثيرات الانجراف السفلي (downwash) من تدفق الهواء فوق الأجنحة على سطح الذيل. ويتفاوت عامل كفاءة سطح الذيل ما بين 0.65 إلى 0.95 ويعتمد على عدة عوامل مثل موقع سطح الذيل بالنسبة إلى مؤخرة الجناح، الخ.

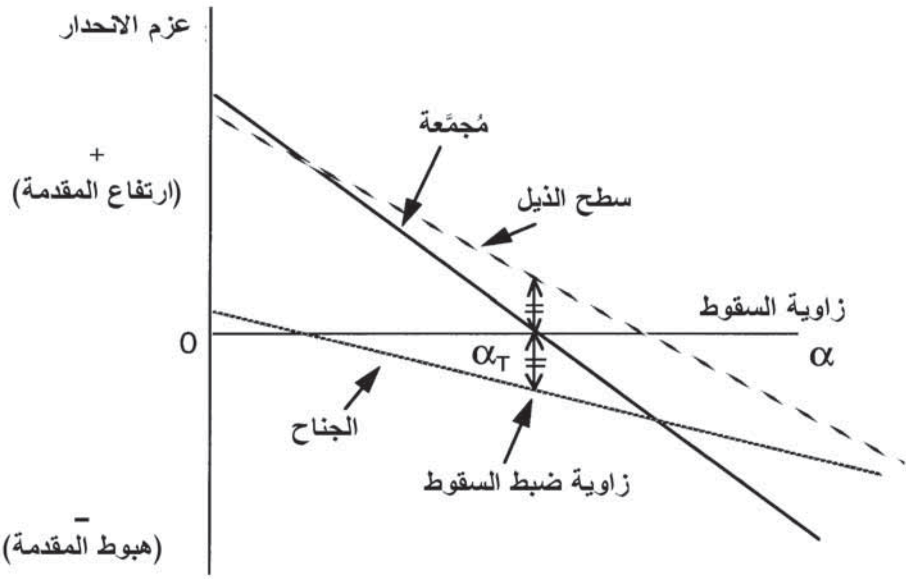
العزم حول مركز الثقل نتيجة رفع سطح الذيل يساوي $k_t \tfrac{1}{2}\rho V_T^2 C_{L_t}(S_t l_t)$. ويسمى العامل $(S_t\ l_t)$ غالبًا باسم حجم سطح الذيل (tailplane volume).

بقسمة كِلا طرفي المعادلة (3.9) على $\tfrac{1}{2}\rho V_T^2 Sc$ نحصل على:

$$C_M = -\frac{x}{c} C_L - C_{M_0} + k_t \frac{(S_t l_t)}{Sc} C_{L_t} \quad (3.12)$$

هذه المعادلة توضح الإسهامات النسبية لمعامل عزم التسلق/الانحدار الكلي. وعلى أيّة حال، الخصائص الهامة جدًا من سِمة الاستقرار الديناميكي الهوائي هي

تغيُّر معامل عزم الانحدار الكلي مع زاوية السقوط. (وهذا سيتم توضيحه في القسم التالي). يبيّن الشكل (7.3) هذا التغيُّر مع زاوية السقوط للجناح وعزوم انحدار سطح الذيل وعزم الانحدار المُجمَّع. ويمكن ملاحظة أن تأثير سطح الذيل هو لزيادة الميل السالب لعزم التسلق/الانحدار الكلي مع خصائص السقوط. أي أن $\frac{dC_M}{d\alpha}$ هي أكثر سالبية، وهذا سيعمل على زيادة الاستقرار الديناميكي الهوائي.

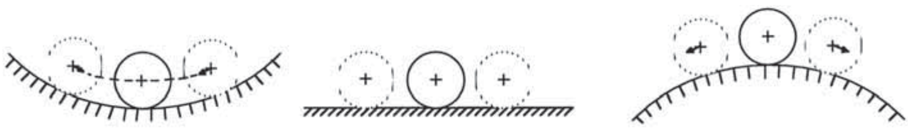


الشكل (7.3): عزم الانحدار مقابل السقوط.

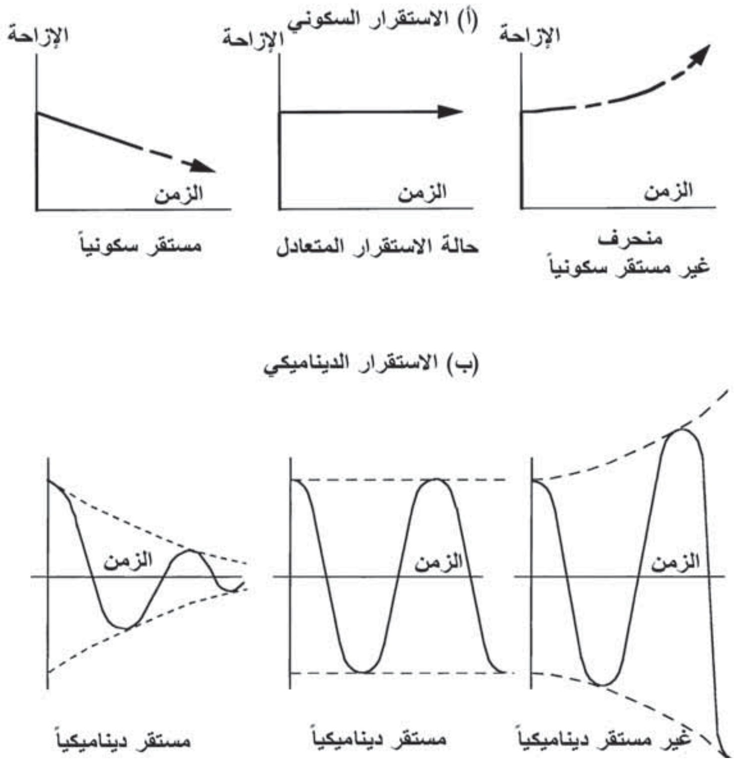
3.3 استقرار الطائرة Aircraft stability

النظام المستقر هو النظام الذي يعود إلى حالته الأصلية بعد اضطرابه؛ والنظام المستقر المتعادل يبقى في حالة الاضطراب الذي هو فيه، والنظام غير المستقر سيحيد عن الحالة التي هو فيها عند خضوعه إلى أدنى اضطراب. وهذا موضح في الشكل (8.3) الذي يبيّن مَحمِل كرات (ball bearing) موضوعة على أسطح مقعرة، ومستوية، ومحدبة على التوالي وذلك كمثال مناظر لهذه الحالات الثلاثة للاستقرار. ويقال للطائرة بأنها مستقرة إذا كانت تميل للعودة إلى وضعها الأصلي بعد خضوعها لاضطراب بدون أيّ فعل للتحكم بواسطة الطيار. يبيّن

الشكلان (9.3) (أ) و(ب) درجات مختلفة لكل من الاستقرار السكوني والديناميكي (الحركي).



الشكل (8.3): مثال بسيط على حالات الاستقرار.

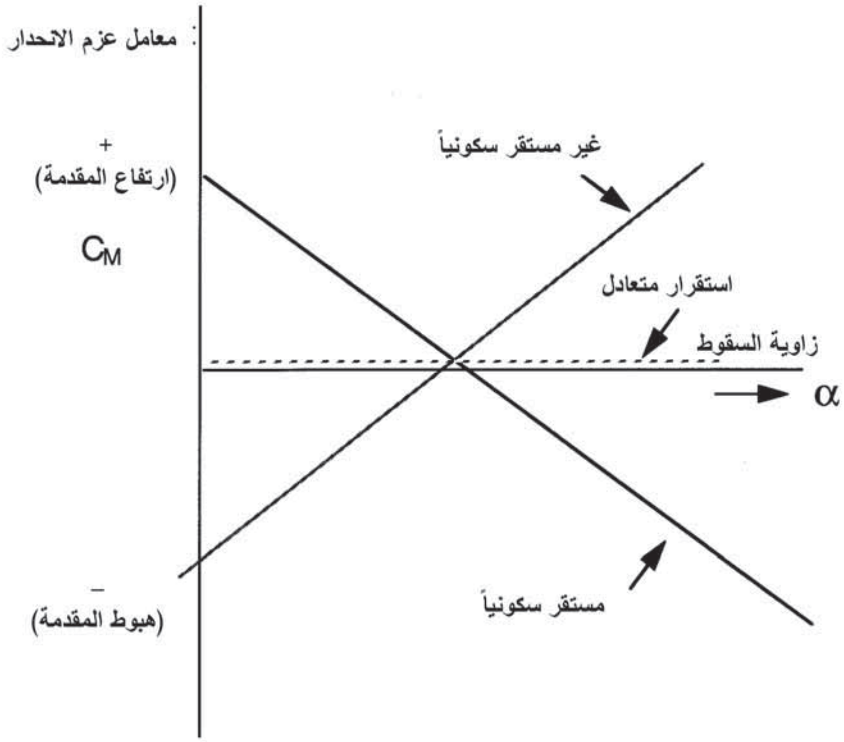


الشكل (9.3): الاستقرار السكوني والديناميكي.

1.3.3 الاستقرار الطولي Longitudinal stability

مثلما أُشير سابقًا، لتوازن أو لضبط الطائرة من أجل تحقيق طيران مستقيم ومستوٍ، فإنه يتطلب أن ينعدم عزم التسلق/الانحدار الكلي حول مركز الثقل وأن

تكون قوة الرفع الكلية مساوية لوزن الطائرة. وعلى أيّة حال، للحصول على استقرار سكوني فإنه من الضروري أن يتغير معامل عزم التسلق/الانحدار الكلي، C_M، حول مركز الثقل مع زاوية السقوط، α، كما هو مبيّن في الشكل (10.3). قيمة زاوية السقوط التي عندها ينعدم معامل عزم التسلق/الانحدار الكلي حول مركز الثقل تُعرَف باسم زاوية ضبط السقوط، α_T، (trim angle of incidence).



الشكل (10.3): معامل عزم الانحدار الكلي، C_M، مقابل زاوية السقوط، α.

لقيم زوايا السقوط الأقل من α_T، فإن معامل عزم الانحدار يكون موجبًا بحيث إن عزم الانحدار الناتج هو في حدود ارتفاع المقدمة ويميل إلى استعادة الطائرة إلى زاوية ضبط السقوط، α_T. وعلى العكس من ذلك، لزوايا السقوط الأكبر من α_T، فإن معامل عزم الانحدار يكون سالبًا بحيث إن محصلة عزم هبوط

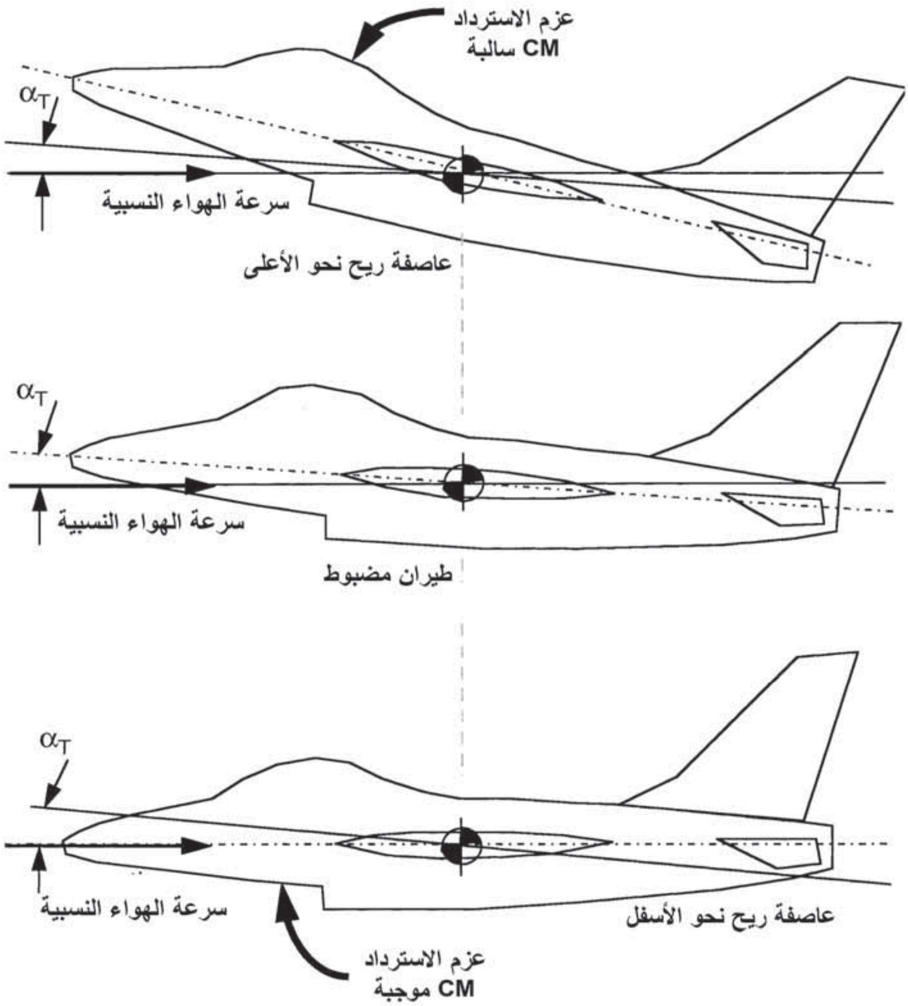
المقدمة تميل إلى استعادة الطائرة إلى زاوية ضبط السقوط، α_T. وبهذا، فإن $\frac{dC_M}{d\alpha}$ يجب أن تكون سالبة من أجل الاستقرار السكوني الطولي، و $C_M = 0$ عندما $\alpha = \alpha_T$.

وتجدر الإشارة أيضًا إلى أن مركز ثقل الطائرة يجب أن يكون أمام المركز الديناميكي الهوائي للطائرة كاملة من أجل الاستقرار السكوني.

الهامش السكوني والنقطة المتعادلة (static margin and neutral point)

– إن حركة مركز الثقل نحو الخلف في اتجاه المركز الديناميكي الهوائي يخفض من الاستقرار السكوني. موضع مركز الثقل حيث $\frac{dC_M}{d\alpha} = 0$ تُعرَف باسم "النقطة المتعادلة" وتتوافق مع موضع المركز الديناميكي الهوائي للطائرة كاملة. ويُعرَّف الهامش السكوني للطائرة بأنه المسافة بين مركز الثقل والنقطة المتعادلة مقسومة على متوسط الوتر الديناميكي الهوائي، c. وهذا يكون موجبًا عندما يكون مركز الثقل أمام النقطة المتعادلة. وبذلك، فإن الهامش السكوني موجب دائمًا للطائرة المستقرة. كمثال، الطائرة التي فيها هامش سكوني 10 في المئة ومتوسط وتر ديناميكي هوائي، مثلاً، 4 أمتار (13.3 قدم) يعني أن إزاحة نحو الخلف لمركز الثقل بأكثر من 40 cm (16 بوصة) ستؤدي إلى عدم استقرار.

يوضح الشكل (11.3) عزوم الاسترداد عندما تضطرب الطائرة المستقرة، مثلاً بتعرضها لعاصفة ريح نحو الأعلى أو نحو الأسفل.



الشكل (11.3): الاستقرار الطولي الطبيعي.

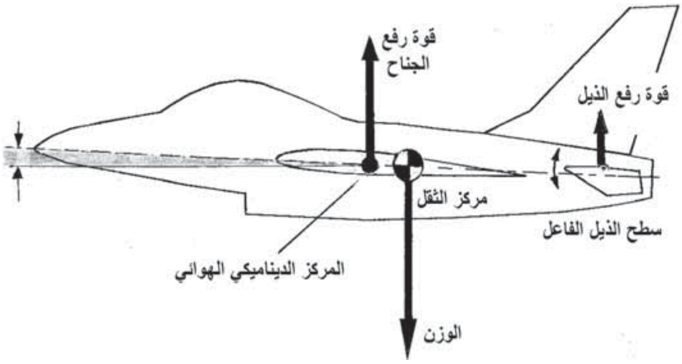
2.3.3 الطائرة غير المستقرة ديناميكيًا هوائيًا

Aerodynamically unstable aircraft

يبيّن الشكل (12.3) طائرة غير مستقرة ديناميكيًا هوائيًا بمركز ثقل يقع خلف المركز الديناميكي الهوائي. رفع ضبط سطح الذيل يؤثر في نفس اتجاه رفع الجناح، وبالتالي فهو أكثر فاعلية ديناميكيًا هوائيًا. وزاوية السقوط المطلوبة لأيّ رفع معيّن هي

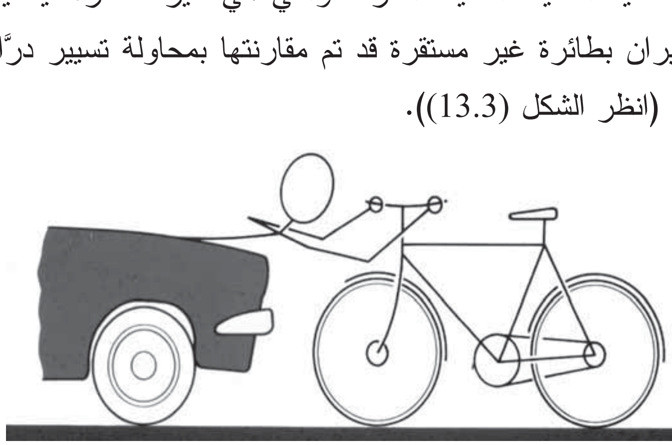
أقل وبذلك تعمل على خفض الكبح المؤثر؛ والكبح المؤثر يتناسب طرديًا مع مربع زاوية السقوط. ($C_D = C_{D_0} + kC_L^2$، و C_L تقريبًا خطية مع زاوية السقوط، α).

وحجم سطح الذيل ($S_t\ l_t$) يمكن أيضًا خفضه بشكل أكبر مما يؤدي إلى خفض الوزن والكبح وبالتالي تحسين الأداء، وهذا يخضع لقيود أخرى مثل كمية تحرك الدوران عند الإقلاع.



الشكل (12.3): طائرة غير مستقرة ديناميكيًا هوائيًا.

سرعة استجابة الطيار بطيئة جدًا لتصحيح ميول طائرة مستقرة إلى الانحراف، كما أن سطح الذيل يجب التحكُّم به آليًا. الزمن اللازم للانحراف ليقوم بمضاعفة سعته بعد الاضطراب يمكن أن يكون في حدود 0.25 ثانية أو أقل على الطائرات القتالية الحديثة الخفيفة الحركة والتي هي غير مستقرة ديناميكيًا هوائيًا. مشكلة الطيران بطائرة غير مستقرة قد تم مقارنتها بمحاولة تسيير درّاجة هوائية نحو الخلف (انظر الشكل (13.3)).



الشكل (13.3): تمثيل للتحكم بطائرة غير مستقرة ديناميكيًا هوائيًا.

الأداء الأعلى وخفة الحركة المتزايدة يمكن الحصول عليها بطائرة غير مستقرة ديناميكيًا هوائيًا والاعتماد كليًا على نظام استقرار آلي. التكنولوجيا اللازمة لتنفيذ نظام الاستقرار الآلي هذا مع نظام التحكُّم بالرحلة بأوامر مناورة مؤسَّسة الآن بما يكفي لتلبية المتطلبات الصارمة جدًا للأمان والسلامة وتوافر النظام.

هذا النظام أصبح يُعرَف باسم نظام التحكُّم برحلة «الطيران بواسطة الأسلاك» بسبب اعتماده الكلي على إرسال الإشارات الكهربائية وإجراء الحسابات الإلكترونية، وسيتم تغطيته في الفصل القادم. والفرق بين رفع سطح الذيل السالب ورفع سطح الذيل الموجب لضبط الطائرات موضح بشكل رائع في الشكل (14.3) الذي يبيّن طائرة مستقرة ديناميكيًا هوائيًا (Tornado) تطير في تشكيل مع طائرة غير مستقرة ديناميكيًا هوائيًا (طائرة تجريبية جاغوار (Jaguar) تطير بنظام الطيران بواسطة الأسلاك).



الشكل (14.3): رفع سطح الذيل السالب على طائرة Tornado، ورفع سطح الذيل الموجب على طائرة Jaguar تطير بنظام الطيران بواسطة الأسلاك.

(صورة فوتوغرافية بواسطة أرثر جيبسون (Arthur Gibson) مقدَّمة من قِبل شركة BAE BIOSYSTEMS).

3.3.3 إسهامات رفع الجسم Body lift contributions

يجب ملاحظة أن قوى الرفع تولَّدت أيضًا بواسطة بدن الطائرة. هذه القوى لرفع بدن الطائرة (أو الجسم) هامة، ويمكن أيضًا أن تؤثر كثيرًا في كلٍّ من استقرار الطائرة الجانبي والطولي. وغلاف المحركات في إعدادات الطائرات ذات تركيبات المحركات من النوع "حجيرة الوقود" (pod) يمكن أيضًا أن تولِّد قوى رفع كبيرة والتي من الممكن أن تؤثر مرة أخرى في استقرار الطائرة.

4.3 ديناميكا الطائرة Aircraft dynamics

الطائرة لها ست درجات من الحرية لأن حركتها يمكن أن تتضمن كلاً من الحركة الخطية والزاويّة بالنسبة إلى ثلاثة محاور متعامدة. واشتقاق الاستجابة الديناميكية للطائرة للاضطرابات أو لحركات سطح التوجيه يتضمن أولاً توليد المعادلات التفاضلية التي تصف حركتها رياضيًا. وحل هذه المعادلات يمكن عندئذ أن يعطي استجابة الطائرة للاضطراب أو لمُدخَل سطح التوجيه. وهذا يتيح التحكم الذي ينبغي بذله بواسطة نظام التحكم الآلي بالرحلة ليتم اختباره استنادًا إلى السلوك الديناميكي للطائرة.

1.4.3 محاور الطائرة – مركِّبات السرعة والتسارع

Aircraft axes – velocity and acceleration components

إن حركة الطائرة تتحدد عادة بالنسبة إلى مجموعة من المحاور المتعامدة تسمى محاور الجسم (body axes)، وهي ثابتة في الطائرة وتتحرك معها (انظر الشكل (15.3)). هذه المحاور يتم اختيارها للأسباب التالية:

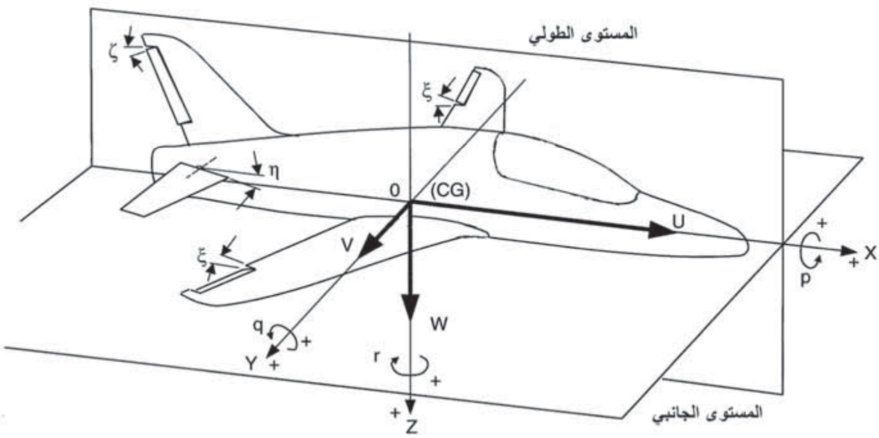
أ- معادلات الحركة بالنسبة إلى محاور الجسم تعتبر أبسط.

ب- حركة الطائرة يمكن قياسها بسهولة بالنسبة إلى محاور الجسم بواسطة مستشعرات قوية للحركة مثل الجيروات السرعية ومقاييس التسارع المثبَّتة بالجسم (أيْ المُحكَمة التثبيت (strapped-down)).

ج- محاور الجسم هي محاور طبيعية للطيار وهي المحاور التي على طولها يتم استشعار قوى القصور الذاتي أثناء المناورات (مثلاً التسارع العمودي أثناء الانعطافات).

د- تحويل بيانات الحركة بالنسبة إلى محاور الجسم إلى محاور فضائية ثابتة ليس صعبًا بالمعالِجات الحديثة. وبشكل عام، تُستخدَم محاور الجسم في اشتقاق ديناميكية التحكم وسلوك المدى القصير للطائرة. والمحاور الفضائية مناسبة جدًا لسِمات إرشاد الفترة الأطول في قيادة الطائرة لتتبع خط طيران معيّن بالنسبة إلى الأرض.

المحور	مركّبة السرعة الخطية	مركّبة السرعة الزاوية
الأمامي أو محور الدحرجة، OX	السرعة الأمامية، U	معدل الدحرجة، p
الانزلاق الجانبي أو محور الانحدار، OY	سرعة الانزلاق الجانبي، V	معدل الانحدار، q
العمودي أو محور الانعراج، OZ	السرعة العمودية، W	معدل الانعراج، r

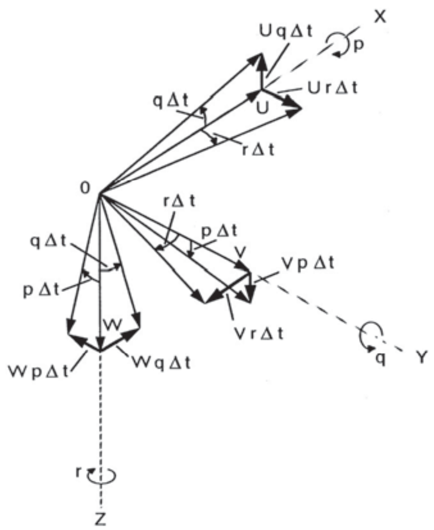


الشكل (15.3): محاور الطائرة ومركِّبات السرعة.

بالرجوع إلى الشكل (15.3)، نجد أن نقطة الأصل، O، للمحاور تقع عند مركز ثقل الطائرة (CG) ويقع المحوران OX و OZ في مستوى تناسق الطائرة (المستوى الطولي) مع OZ موجب نحو الأسفل و OY موجب نحو الميمنة (اليمين). كما يبيّن هذا الشكل المستويين الطولي والجانبي للطائرة. وقد افتُرِض

إطار ثابت للمحاور ليكون متطابقًا لحظيًا مع الإطار المتحرك، ومركِّبات السرعة لمركز ثقل الطائرة على طول المحاور OX، OY، OZ بالنسبة إلى هذا الإطار الثابت هي السرعة الأمامية، U، وسرعة الانزلاق الجانبي، V، والسرعة العمودية، W، على التوالي. والسرعات الزاويّة للدوران المقابلة لإطار محاور الجسم حول OX، OY، OZ هي معدل الدحرجة، p، ومعدل الانحدار، q، ومعدل الانعراج، r، بالنسبة إلى هذا الإطار الثابت للمحاور. واشتقاق مركِّبات التسارع عندما يتغير متجه سرعة الطائرة في كلٍّ من المقدار والاتجاه سيتم عرضه أدناه لأنه أساسي لاشتقاق معادلات الحركة. وبشكل أساسي، فإن المركِّبات تتكون من حدود تسارع الطرد المركزي (وبشكل أكثر دقة الجذب المركزي) نتيجة تغيُّر اتجاه متجه السرعة، وأيضًا المركِّبات نتيجة تغير مقدارها.

في الشكل (16.3)، عند الزمن $t = 0$، المحاور OX، OY، OZ مبيَّنة بالخطوط المتقطعة. وعند الزمن $t = \Delta t$، الدورانات الزاويّة لمركِّبات المتجه هي $p\Delta t$، $q\Delta t$، $r\Delta t$ على التوالي. والتغيّرات المقابلة في المتجهات هي بالتالي $-Uq\Delta t$، $Ur\Delta t$، $Vp\Delta t$، $-Vr\Delta t$، $-Wp\Delta t$، $Wq\Delta t$. ومعدل تغيّر هذه المتجهات، أيْ مركِّبات تسارع الجذب المركزي هي بالتالي $-Uq$، Ur، Vp، $-Vr$، $-Wp$، Wq.



الشكل (16.3): التغيّر المتجهي في مركِّبات السرعة نتيجة الدوران الزاويّ.

التغيّرات في مركِّبات السرعة نتيجة التغير في مقدار متجه السرعة هي ΔU، ΔV، ΔW على التوالي. ومعدلات تغيّر مركِّبات السرعة هذه هي:

$\frac{\Delta U}{\Delta t}$، $\frac{\Delta V}{\Delta t}$، $\frac{\Delta W}{\Delta t}$، والتي باستخدام الحدود تصبح $\frac{dU}{dt}$، $\frac{dV}{dt}$، $\frac{dW}{dt}$.

ومركِّبات التسارع الخطي هي بالتالي:

(3.13) التسارع على طول $\dot{U} - Vr + Wq = \text{OX}$

(3.14) التسارع على طول $\dot{V} + Ur - Wp = \text{OY}$

(3.15) التسارع على طول $\dot{W} - Uq + Vp = \text{OZ}$

مركِّبات التسارع الزاويّ حول OX، OY، OZ هي $\dot{p}$، $\dot{q}$، $\dot{r}$ على التوالي. النقاط على هذه الرموز تعني $\frac{d}{dt}$ وهي ترميز نيوتن للاشتقاق. وبهذا، فإن $\dot{U} = \frac{dU}{dt}$ و $\dot{p} = \frac{dp}{dt}$ وهكذا.

وحركة الطائرة يمكن عندئذ اشتقاقها من خلال حل المعادلات التفاضلية للحركة التي يتم الحصول عليها بتطبيق قانون نيوتن الثاني للحركة عند الأخذ في الاعتبار القوى والعزوم المؤثرة في طول وحول المحاور OX، OY، OZ على التوالي. وهذا يعني أن معدل تغيّر كمية التحرك يساوي القوة المحصلة المؤثرة في الجسم، أي أن:

القوة = الكتلة × التسارع

وفي حالة الحركة الزاويّة، فإن هذه المعادلة تصبح:

العزم (أو عزم الدوران) = (عزم القصور الذاتي) × (التسارع الزاويّ)

2.4.3 زوايا يولر – تعريف زوايا الانحدار، والميل الجانبي، والانعراج

Euler angles – definition of angles of pitch, bank and yaw

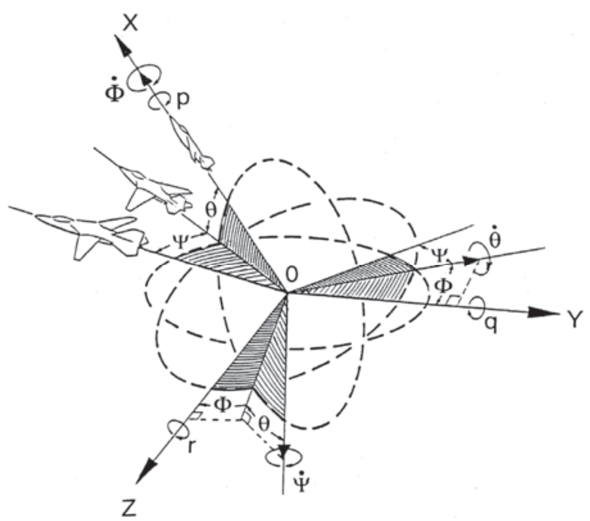
توجُّه الطائرة بالنسبة إلى محاور الإطار المرجعي القصوري الذاتي الثابتة يتم تعريفه بواسطة ثلاث زاويا يولر (Euler). بالرجوع إلى الشكل (17.3)، يمكن تخيُّل الطائرة كما لو أنها موجَّهة على التوازي مع محاور الإطار المرجعي الثابت. هذا التوجُّه الحالي ناتج من سلسلة من الدورانات:

أ- دوران مع عقارب الساعة في المستوى الأفقي، خلال زاوية الانعراج (أو الاتجاه) ψ، متبوع بـــ:

ب- دوران مع عقارب الساعة حول محور الانحدار، خلال زاوية الانحدار θ، متبوع بـــ:

ج- دوران مع عقارب الساعة حول محور الدحرجة، خلال زاوية الميل الجانبي Φ.

ترتيب هذه الدورانات هام جدًا – لأنه قد ينتج توجُّه مختلف إذا أُجرِيَت الدورانات بترتيب مختلف.



الشكل (17.3): زوايا يولر.

العلاقة بين المعدَّلات الزاويّة للدحرجة، و التسلق/الانحدار، والانعراج (p، q، r) (التي يتم قياسها بواسطة الجيروات السرعية المثبتة في الجسم)، وزوايا يولر (ψ، θ، Φ)، ومعدَّلات يولر الزاويّة ($\dot{\psi}$، $\dot{\theta}$، $\dot{\Phi}$) يتم اشتقاقها على النحو التالي:

افترض معدل يولر الزاويّ للميل الجانبي، $\dot{\Phi}$:

$$\left.\begin{aligned} \dot{\Phi} &= OX \\ 0 &= OY \\ 0 &= OZ \end{aligned}\right\}$$ مركِّبات $\dot{\Phi}$ على طول

افترض معدل يولر الزاويّ للتسلق/الانحدار، $\dot{\theta}$:

$$\left.\begin{aligned} 0 &= OX \\ \dot{\theta}\cos\Phi &= OY \\ -\dot{\theta}\sin\Phi &= OZ \end{aligned}\right\}$$ مركِّبات $\dot{\theta}$ على طول

افترض معدل يولر الزاويّ للانعراج، $\dot{\psi}$:

$$\left.\begin{aligned} -\dot{\psi}\sin\Phi &= OX \\ \dot{\psi}\cos\theta\sin\Phi &= OY \\ \dot{\psi}\cos\theta\cos\Phi &= OZ \end{aligned}\right\}$$ مركِّبات $\dot{\psi}$ على طول

وبالتالي فإن:

$$p = \dot{\Phi} - \dot{\psi}\sin\theta \tag{3.16}$$

$$q = \dot{\theta}\cos\Phi + \dot{\psi}\cos\theta\sin\Phi \tag{3.17}$$

$$r = \dot{\psi}\cos\theta\cos\Phi - \dot{\theta}\sin\Phi \tag{3.18}$$

يجب ملاحظة أن هذه العلاقات سيتم الإشارة إليها في الفصل الخامس في موضوع أنظمة ومستشعرات القصور الذاتي، عند اشتقاق الوضع من الجيروات السرعية المحكمة التثبيت.

3.4.3 معادلات الحركة للاضطرابات الصغيرة

Equations of motion for small disturbances

معادلات الحركة الستة التي تصف الحركة الخطية والزاوية للطائرة هي معادلات تفاضلية لاخطية. ومع ذلك، يمكن جعل هذه خطية بشرط أن تكون الاضطرابات الناتجة من الطيران المستوي والمستقيم المضبوط صغيرة. وبهذا، في حالة الاستقرار فإن الطائرة يُفترَض أنها تتحرك في طيران مستوي ومستقيم بسرعة منتظمة وبدون دوران زاويّ؛ أيْ بدون ميل جانبي، أو انعراج، أو انزلاق جانبي، ويقع المحوران OX وOZ في المستوى العمودي. التغيُّرات المتزايدة في مركِّبات سرعة مركز الثقل على طول المحاور OX، OY، OZ في الحركة المضطربة يتم تعريفها بأنها u، v، w على التوالي، ومركِّبات السرعة الزاوية المتزايدة هي p، q، r حول OX، OY، OZ. ومركِّبات السرعة على طول OX، OY، OZ هي بالتالي (U_0+u)، v، (W_0+w) في الحركة المضطربة، حيث U_0 و W_0 هما مركِّبتا السرعة على طول المحورين OX و OZ في الطيران المستقر (و $V_0 = 0$ تعني لا يوجد انزلاق جانبي). u، v، w، p، q، r جميعها كميات صغيرة مقارنة بـــ U_0 و W_0 ويمكن إهمال الحدود التي تتضمن نواتج هذه الكميات.

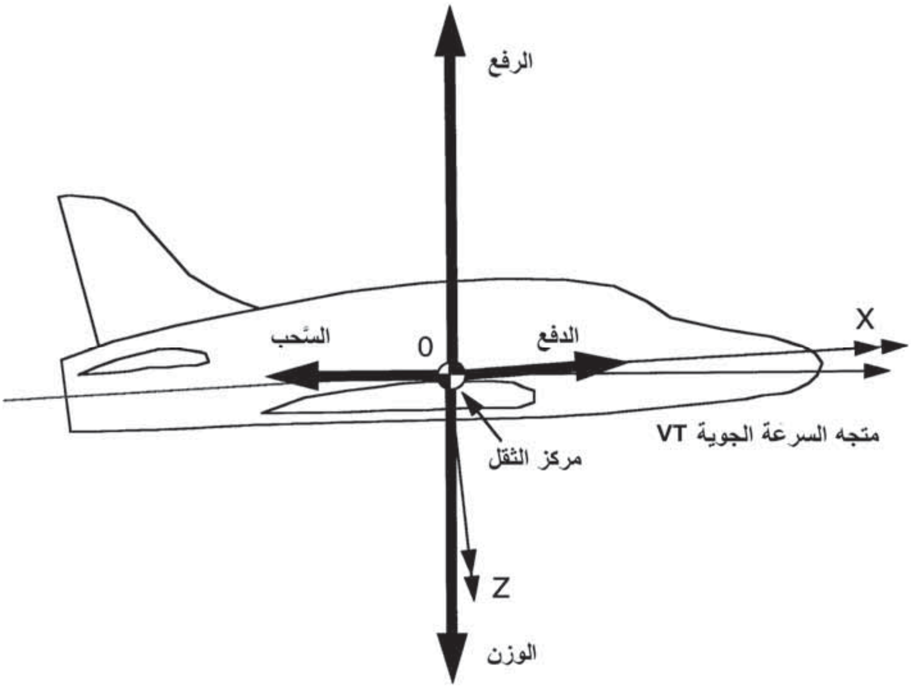
ومركِّبات التسارع الخطي يمكن تبسيطها بالتالي إلى:

$$\dot{u} + W_0 q = \text{OX التسارع على طول} \qquad (3.19)$$

$$\dot{v} - W_0 p + U_0 r = \text{OY التسارع على طول} \qquad (3.20)$$

$$\dot{w} - U_0 q = \text{OZ التسارع على طول} \qquad (3.21)$$

القوى الخارجية المؤثرة في الطائرة مبيّنة في الشكل (18.3) وتتكون من الرفع، والكبح، والدفع، والوزن. هذه القوى لها مركِّبات على طول OX، OY، OZ ويمكن فصلها إلى مركِّبات قوة الدفع والديناميكية الهوائية ومركِّبات قوة الجاذبية.



الشكل (18.3): القوى الخارجية المؤثرة في الطائرة.

وفي حالة الاستقرار وشرط الطيران المستوي والمستقيم المضبوط، فإن محصلة القوى المؤثرة في طول OX، OY، OZ نتيجة الرفع، والسَّحب، والدفع، والوزن تساوي صفراً. ومحصلة العزوم حول OX، OY، OZ تساوي صفراً أيضًا. وللاضطرابات الصغيرة بهذا، فإنه من الضروري فقط اعتبار التغيّرات المتزايدة في القوى والعزوم الناشئة عن الاضطرابات لتشكيل معادلات الحركة (انظر الشكل (19.3)). التغيّرات المتزايدة في القوى والعزوم الديناميكية الهوائية هي دوال في تغيّرات السرعة الخطيّة والزاويّة u، v، w و p، q، r على التوالي. ومحصلة التغيّر المتزايد في القوى الديناميكية الهوائية أثناء الاضطرابات على طول OX، OY، OZ يُشار إليها بالرموز X_a، Y_a، Z_a على التوالي.

في الحركة المضطربة، التغيرات المتزايدة في مركِّبات الوزن على طول OX، OY، OZ تساوي تقريبًا $mg\theta$، و $-mg\Phi$، وصفر على التوالي، بافتراض

أن مقدار θ_0 هي فقط بضع درجات. ومن هذا، فإن محصلة القوى المتزايدة المؤثرة في طول OX، OY، OZ هي:

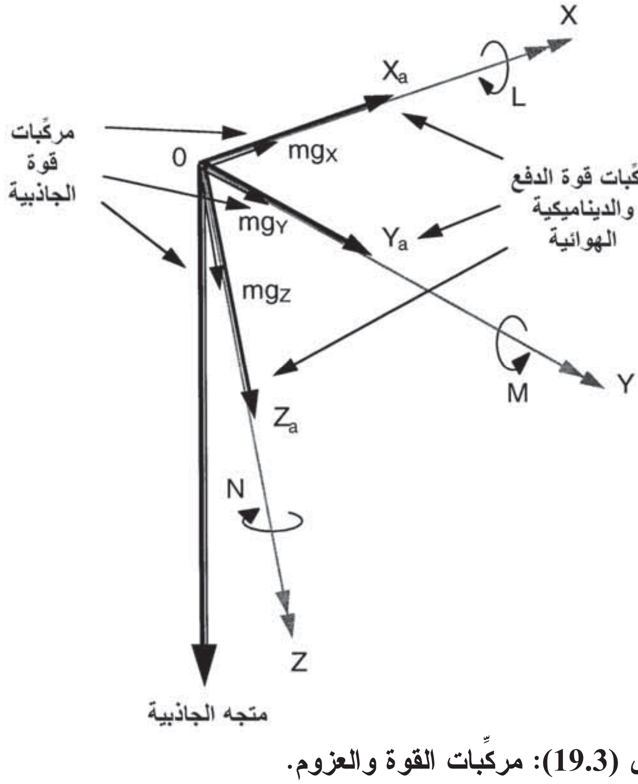
على طول $X_a - mg\theta = \text{OX}$

على طول $Y_a + mg\Phi = \text{OY}$

على طول $Z_a = \text{OZ}$

ومعادلات الحركة الخطية يمكن اشتقاقها بالتالي من العلاقة:

القوة = الكتلة × التسارع



الشكل (19.3): مركّبات القوة والعزوم.

أي أن:

$$X_a - mg\theta = m(\dot{u} + W_0 q) \tag{3.22}$$

$$Y_a + mg\Phi = m(\dot{v} - W_0 p + U_0 r) \tag{3.23}$$

$$Z_a = m(\dot{w} - U_0 q) \qquad (3.24)$$

محصلة العزوم الخارجية المؤثرة في الطائرة نتيجة القوى الديناميكية الهوائية حول OX، OY، OZ الناشئة عن الاضطراب يشار إليها بالرموز L، M، N على التوالي.

بافتراض أن المحاور الرئيسية يتم اختيارها للمحاور OX، OY، OZ بحيث إن حدود نواتج القصور الذاتي تساوي صفراً. ومعادلات الحركة الزاويّة هي:

$$L = I_x \dot{p} \qquad (3.25)$$

$$M = I_y \dot{q} \qquad (3.26)$$

$$N = I_z \dot{r} \qquad (3.27)$$

يجب ملاحظة أن المعادلات التي تشتق سرعات جسم الطائرة بدلالة زوايا يولر وسرعات يولر الزاويّة (ارجع إلى القسم 2.4.3) يمكن تبسيطها للاضطرابات الصغيرة من الطيران المستقيم والمستوي. للاضطرابات الصغيرة، فإن ψ، و θ، و Φ جميعها ستكون كميات صغيرة من الدرجة الأولى و p، q، r (و $\dot{\psi}$، $\dot{\theta}$، $\dot{\Phi}$) يمكن اعتبارها بأنها كميات صغيرة من الدرجة الأولى. وبهذا، يمكن إهمال كميات الدرجة الثانية للاضطرابات الصغيرة $p = \dot{\Phi}$، و $q = \dot{\theta}$، و $r = \dot{\psi}$.

4.4.3 مشتقات العزم والقوة الديناميكية الهوائية

Aerodynamic force and moment derivatives

استخدام المشتقات الديناميكية الهوائية تتيح التعبير عن القوى الديناميكية الهوائية المتزايدة (X_a، Y_a، Z_a) والعزوم (L، M، N) بدلالة مشتقات القوة أو العزم مضروبة في تغيّر السرعة المتزايد المناسب من حالة الطيران المستقر. وهذا سيجعل معادلات الحركة خطية لأن المشتقات افتُرِضَت بأنها ثابتة على مدى اضطرابات صغيرة في حركة الطائرة. ومعادلات الحركة تصبح بالتالي معادلات تفاضلية بمعاملات ثابتة وتكون أسهل كثيرًا للتحليل والحل. هذا الافتراض للمشتقات الثابتة

يعتبر معقولاً للاضطرابات الصغيرة من الحالة المعطاة للطيران. وعلى أيّة حال، فإنه من الضروري تكوين المتغيّرات في هذه المشتقات على الارتفاع والسرعة وظروف عدد ماخ للمدى الكامل لمُخطَّط حدود الطيران والمهمة. هذه المتغيّرات يمكن أن تكون كبيرة ويجب أخذها في الاعتبار لتقدير الاستجابات.

فكرة مشتقات العزم والقوة يستند إلى تقدير التغيُّر الناتج من تغيُّر كل متغيِّر على حدة، مع اعتبار جميع المتغيّرات الأخرى ثابتة. ومحصلة التغير ستكون عندئذ مجموع جميع التغيُّرات الناتجة من تغيُّرات كل متغيِّر على حدة.

وبهذا، إذا كانت الكمية F دالة في متغيّرات مستقلة متعددة x_1، x_2، x_3، x_n...، أي $F = f(x_1, x_2, x_3, ... x_n)$، فإن محصلة التغير، ΔF، ستعطى عندئذ بالعلاقة:

$$\Delta F = \frac{\partial F}{\partial x_1} \cdot \Delta x_1 + \frac{\partial F}{\partial x_2} \cdot \Delta x_2 + \frac{\partial F}{\partial x_3} \cdot \Delta x_3 ... + \frac{\partial F}{\partial x_n} \cdot \Delta x_n$$

حيث $\frac{\partial F}{\partial x_1}, \frac{\partial F}{\partial x_2}, \frac{\partial F}{\partial x_3}, ... \frac{\partial F}{\partial x_n}$ هي المشتقات الجزئية للدالة F بالنسبة إلى $x_1, x_2, x_3, ... x_n$.

الترميز الذي تم تبنِّيه للاشتقاقات هو للإشارة إلى متغيِّر مشتق جزئي عن طريق ملحق. وبالتالي:

$$\frac{\partial F}{\partial x_1} = F_{x_1}, \frac{\partial F}{\partial x_2} = F_{x_2}, \frac{\partial F}{\partial x_3} = F_{x_3}, \frac{\partial F}{\partial x_n} = F_{x_n}$$

وبهذا، فإن:

$$\Delta F = F_{x_1} \Delta x_1 + F_{x_2} \Delta x_2 + F_{x_3} \Delta x_3 ... + F_{x_n} \Delta x_n$$

القوى والعزوم الديناميكية الهوائية المؤثرة في الطائرة هي دوال في مركّبات السرعة الخطيّة والزاويّة u، v، w و p، q، r للطائرة (جميعها كميات صغيرة من الدرجة الأولى).

والقوى المؤثرة في طول OX، OY، OZ هي X، Y، Z على التوالي، والعزوم المقابلة لها حول OX، OY، OZ هي L، M، N. مشتقات هذه القوى والعزوم نتيجة التغيّر في أيّ متغيّر معيّن يُشار إليها بالتالي بواسطة ملحق مناسب، مثلاً X_u، X_w، Y_v، Z_w، L_p، M_q، N_r، N_v، الخ، والعزوم المقابلة بالرموز $X_u u$، $X_w w$، $Y_v v$، $Z_w w$، $L_p p$، $M_q q$، $N_r r$، $N_v v$، الخ. وتجدر الإشارة إلى أن بعض الكتب الدراسية والمرجعية تستخدم "التهيئة" (°) فوق رأس الرمز للدلالة على الاشتقاق، وهذه التهيئة (°) تشير إلى أن القيمة معبَّر عنها بوحدات SI الدولية، مثل $\mathring{M}_q$ $\mathring{Y}_v$ $\mathring{X}_u$.

وهناك أيضًا قوى وعزوم مبذولة نتيجة حركة أسطح التوجيه من موضعها المتوازن. وبهذا، في حالة تحكم حركة الطائرة في المستوى الطولي بواسطة حركة سطح الذيل (أو السطح الرافع) من موضعها المتوازن بمقدار η، فإن القوة المقابلة المبذولة على طول المحور OZ ستكون $Z_q\eta$ والعزم المقابل المبذول حول المحور OY سيكون $M_q\eta$.

ولأن الاضطرابات صغيرة، فلن يكون هناك اقتران متبادَل بين الحركة الطولية والحركة الجانبية. على سبيل المثال، أيّ تغيُّر بسيط في السرعة الأمامية أو زاوية الانحدار لن يؤدي إلى إنتاج قوة جانبية أو دحرجة أو عزم انعراج. وبالمثل، أي اضطراب مثل الانزلاق الجانبي، ومعدل الدحرجة، ومعدل الانعراج سيؤدي فقط إلى إنتاج قوى أو عزوم من الدرجة الثانية في المستوى الطولي. وبهذا، فإن معادلات الحركة الست يمكن فصلها إلى مجموعتين من ثلاث معادلات:

أ- معادلات طولية للحركة تتضمن حركة خطية على طول المحورين OX وOZ وحركة زاويّة حول المحور OY.

ب- معادلات جانبية للحركة تتضمن حركة خطية على طول المحور OY وحركة زاويّة حول المحورين OX و OZ.

وبالتالي، فإن كل مجموعة من المعادلات الثلاث يمكن حلها بشكل منفصل بدون التعامل مع مجموعة المعادلات الست كاملة.

1.4.4.3 مشتقات الحركة الطولية

Longitudinal motion derivatives

وهذه تتكون من مشتقات القوة الأمامية والعمودية ومشتقات عزم الانحدار الناشئة عن التغيرات في السرعة الأمامية، u، والسرعة العمودية، w، ومعدل الانحدار، q، ومعدل التغير في السرعة العمودية، $\dot{w}$. والمشتقات الطولية الأساسية نتيجة المعاملات u، و v، و q، و $\dot{w}$ هي كالتالي:

السرعة الأمامية، u:

- مشتقة القوة الأمامية X_u
- مشتقة القوة العمودية Z_u

السرعة العمودية، w:

- مشتقة القوة الأمامية X_w
- مشتقة القوة العمودية Z_w
- مشتقة عزم الانحدار M_w

معدل الانحدار، q:

- مشتقة القوة العمودية Z_q
- مشتقة عزم الانحدار M_q

معدل التغير في السرعة العمودية، $\dot{w}$:

- مشتقة القوة العمودية $Z_{\dot{w}}$
- مشتقة عزم الانحدار $M_{\dot{w}}$

مشتقات القوة نتيجة السرعة الأمامية X_u، Z_u والسرعة العمودية X_w، Z_w:

التغيرات في السرعة الأمامية، u، والسرعة العمودية، w، الحادثة أثناء الاضطراب من طيران مستقر تؤدي إلى تغيّرات في زاوية السقوط، α، والسرعة

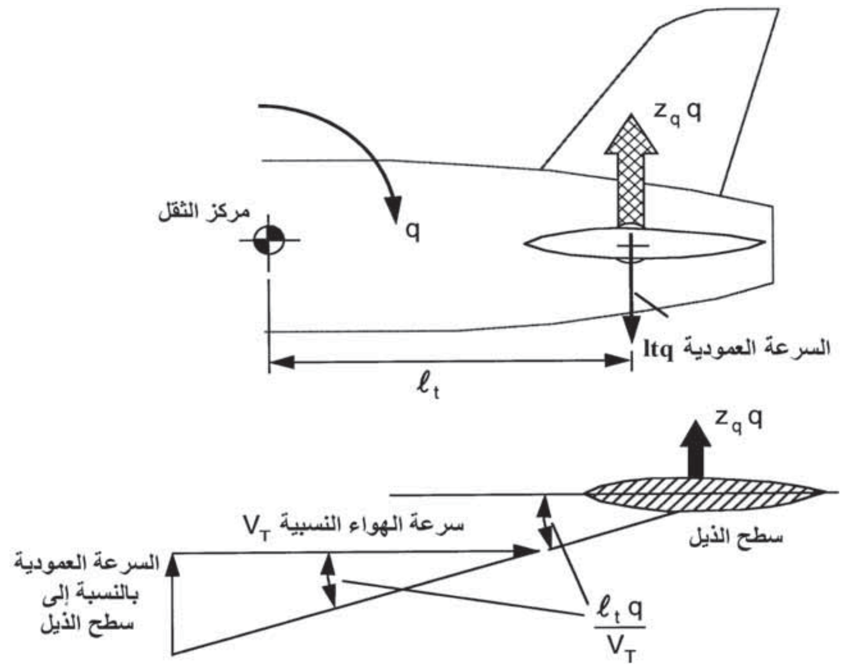
الجوية، V_T. هذه التغيّرات في زاوية السقوط والسرعة الجوية تؤدي إلى تغيّرات في قوتي الرفع والسحب. وتعتمد المشتقات على معاملات الرفع والسحب للطائرة ومعدل تغيّر هذه المعاملات مع السقوط والسرعة.

مشتقة القوة الأمامية X_u نتيجة التغير في السرعة الأمامية، u، ومشتقة القوة الأمامية X_w نتيجة التغير في السرعة العمودية، w، تنشآن عن التغير في السَّحب نتيجة التغيرات في السرعة الجوية والسقوط على التوالي. مركِّبات القوة الأمامية الناتجة هي $X_u u$ و $X_w w$. ومشتقة القوة العمودية Z_u نتيجة التغير في السرعة الأمامية، u، ومشتقة القوة الأمامية Z_w نتيجة التغير في السرعة العمودية، w، تنشآن عن التغير في الرفع نتيجة التغيرات في السرعة الجوية والسقوط على التوالي. مركِّبات القوة العمودية الناتجة هي $Z_u u$ و $Z_w w$.

مشتق عزم الانحدار نتيجة السرعة العمودية M_w: التغير في السقوط الناتج من التغير في السرعة العمودية، w، يؤدي إلى عزم انحدار حول مركز الثقل ليتغير وفقًا لذلك. عزم الانحدار الناتج يساوي $M_w w$، حيث M_w مشتق عزم الانحدار نتيجة التغير في السرعة العمودية، w. هذا المشتق هام جدًا من حيث الاستقرار الطولي للطائرة.

يجب ملاحظة أن هناك أيضًا مشتق عزم انحدار M_u نتيجة التغير في السرعة الأمامية، u، إلا أن هذا المشتق صغير بشكل عام مقارنة بالمشتق M_w.

مشتقات القوة والعزم نتيجة معدل الانحدار Z_q وM_q: هذه المشتقات تنشأ عن التغيّر الفعلي في زاوية سقوط سطح الذيل نتيجة مركِّبة السرعة العمودية لسطح الذيل. وهذا ناتج من المعدل الزاويّ للطائرة لانحدار، q، حول مركز الثقل والمسافة، l_t، بين سطح الذيل ومركز الثقل (انظر الشكل (20.3)). مركِّبة السرعة العمودية تساوي $l_t q$ والتغيّر الفعلي في زاوية سقوط سطح الذيل تساوي $l_t q/V_T$. هذا التغيُّر في السقوط يؤدي إلى قوة رفع تؤثر في سطح الذيل مضروبة في ذراع عزم الذيل، l_t، يعطي تضاؤلاً كبيرًا في العزم يكون مضادًا لمعدل الدوران في الانحدار.



الشكل (20.3): عزم التضاؤل نتيجة معدل الانحدار.

القوة العمودية (المؤثرة في سطح الذيل) تساوي $Z_q q$، حيث Z_q مشتقة القوة العمودية نتيجة معدل الانحدار، q. وعزم الانحدار الناتج حول مركز الثقل يساوي $M_q q$، حيث M_q مشتقة عزم الانحدار نتيجة معدل الانحدار، q. المشتقة M_q لها تأثير مباشر في تضاؤل استجابة الطائرة للاضطراب أو لمُدخَل التحكم وهي مشتقة هامة جدًا من هذه الناحية. استخدام أنظمة الاستقرار الآلي لتضخيم هذه المشتقة اصطناعيًا سيتم تغطيته لاحقًا في هذا الفصل.

مشتقات القوة والعزم نتيجة معدل تغير السرعة العمودية $Z_{\dot{w}}$ و $M_{\dot{w}}$: هذه المشتقات للقوة والعزم تنشأ عن التخلُّف في الانجراف السفلي من الجناح المؤثر في سطح الذيل وتتناسب طرديًا مع معدل تغير زاوية الانجراف السفلي مع زاوية سقوط الجناح. مركِّبة القوة العمودية تساوي $Z_{\dot{w}}\dot{w}$ وعزم الانحدار الناتج يساوي $M_{\dot{w}}\dot{w}$، حيث $Z_{\dot{w}}$ مشتقة القوة العمودية نتيجة معدل تغير السرعة العمودية، $\dot{w}$، و $M_{\dot{w}}$ مشتق عزم الانحدار نتيجة معدل تغير السرعة العمودية، $\dot{w}$.

مشتقات التحكّم Z_η وM_η: التحكم بالطائرة في المستوى الطولي يمكن تحقيقه بواسطة الحركة الزاويّة لسطح الذيل (أو السطح الرافع) من قِبَل الطيار. قوة الرفع المؤثرة في سطح الذيل نتيجة التغير في سقوط سطح الذيل تخلق عزم انحدار حول مركز ثقل الطائرة بسبب ذراع عزم الذيل. وعزم الانحدار يتناسب طرديًا مع الحركة الزاويّة لسطح الذيل (أو السطح الرافع). القوة العمودية الناتجة من حركة سطح الذيل (أو السطح الرافع) تساوي $Z_\eta \eta$، حيث Z_η مشتقة القوة العمودية نتيجة الحركة الزاويّة لسطح الذيل، η، من موضع طيرانه المستقر المتوازن (المضبوط). وعزم الانحدار يساوي $M_\eta \eta$، حيث M_η مشتق عزم الانحدار نتيجة التغير في زاوية سطح الذيل، η.

القوى والعزوم الطولية Longitudinal forces and moments

القوى والعزوم الأساسية المؤثرة في طول وحول المحاور OX، OY، OZ والفاعلة للحركة الطولية هي على النحو التالي:

$$X_a = X_u u + X_w w \tag{3.28}$$

$$Z_a = Z_u u + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + Z_q q + Z_\eta \eta \tag{3.29}$$

$$M = M_w w + M_q q + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_\eta \eta \tag{3.30}$$

2.4.4.3 مشتقات الحركة الجانبية Lateral motion derivatives

التغيرات في سرعة الانزلاق الجانبي، v، ومعدل الدحرجة، p، ومعدل الانعراج، r، التي تلي اضطرابًا من طيران مستقر تُنتِج كلاًّ من عزمي الدحرجة والانعراج. وهذا يجعل الحركة حول محور الدحرجة إلى أن تقترن بالتبادل إلى محور الانعراج والعكس. وسرعة الانزلاق الجانبي أيضًا تؤدي إلى تولُّد قوة جانبية. مشتقات الحركة الجانبية الأساسية نتيجة v، و p، و r هي كالتالي:

سرعة الانزلاق الجانبي، v:

مشتقة القوة الجانبية Y_v
مشتقة عزم الانعراج N_v
مشتقة عزم الدحرجة L_v

معدل الدحرجة، p:

مشتقة عزم الدحرجة L_p

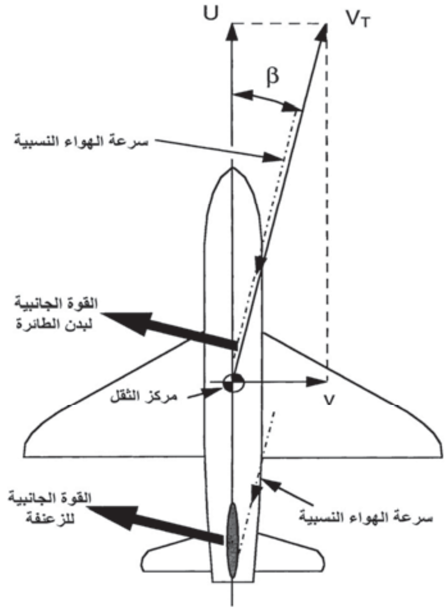
مشتقة عزم الانعراج N_p

معدل الانعراج، r:

مشتقة عزم الانعراج N_r

مشتقة عزم الدحرجة L_r

مشتقة القوة الجانبية نتيجة سرعة الانزلاق الجانبي Y_v: التغير في سرعة الانزلاق الجانبي، v، أثناء الاضطراب يغيّر من زاوية السقوط، β، لمتجه سرعة الطائرة، V_T (أو سرعة الهواء النسبية) إلى الأسطح العمودية للطائرة المكوَّن من الزعنفة وجوانب بدن الطائرة (fuselage) (انظر الشكل (21.3)). التغير في زاوية السقوط v/V_T يؤدي إلى تولُّد قوة رفع الجوانب بواسطة هذه الأسطح. القوة الجانبية الصافية من مجموع بدن الطائرة والزعنفة تساوي $Y_v v$، حيث Y_v مشتقة القوة الجانبية نتيجة سرعة الانزلاق الجانبي.



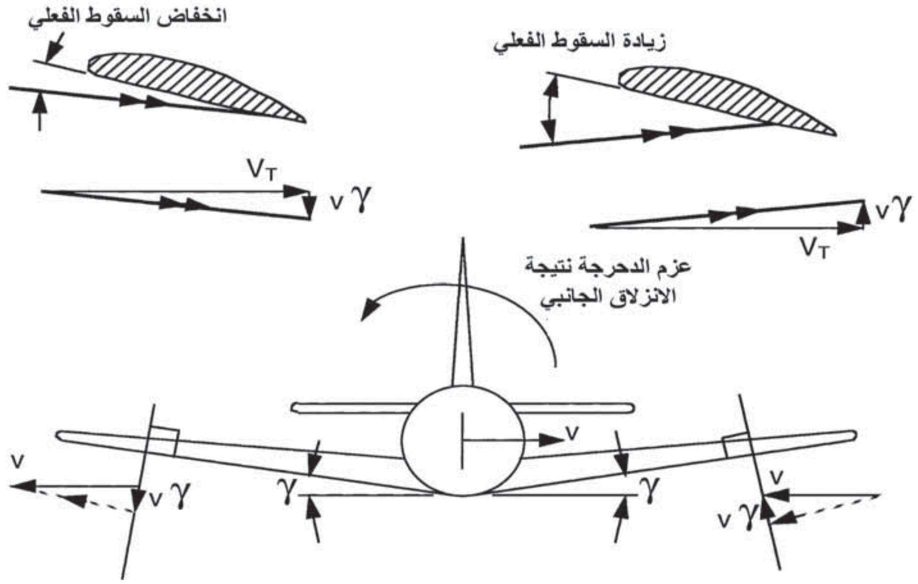
الشكل (21.3): القوى الجانبية.

مشتق عزم الانعراج نتيجة سرعة الانزلاق الجانبي N_v: القوة الجانبية على الزعنفة نتيجة زاوية السقوط، β، الناتجة من سرعة الانزلاق الجانبي، v، تخلق عزم انعراج حول مركز الثقل تؤدي إلى اصطفاف الطائرة مع سرعة الهواء النسبية بنفس أسلوب دوّارة الرياح (ارجع إلى الشكل (21.3)).

الوظيفة الأساسية للزعنفة هي توفير الاستقرار الاتجاهي (غالبًا ما يُشار إليه باستقرار دوّارة الرياح (weathercock stability)). وعزم الانعراج هذا يتناسب طرديًا مع سرعة الانزلاق الجانبي ويعتمد على الضغط الديناميكي، ومساحة الزعنفة، ومعامل رفع الزعنفة، وذراع عزم الزعنفة، وهذا الأخير هو عبارة عن المسافة بين المركز الديناميكي الهوائي للزعنفة ومحور الانعراج خلال مركز الثقل. وعلى أيّة حال، القوى الجانبية الديناميكية الهوائية المؤثرة في بدن الطائرة أثناء الانزلاق الجانبي تُنتِج أيضًا عزم انعراج مضاداً لعزم الانعراج الناتج من الزعنفة، وبالتالي ينتج عدم الاستقرار. عزم الانعراج الصافي نتيجة الانزلاق الجانبي بالتالي يعتمد على الإسهام المكوَّن من الزعنفة وبدن الطائرة. ومساحة الزعنفة وذراع العزم، المعروفان باسم حجم الزعنفة، يتم بهذا قياسهما لتوفير استقرار اتجاهي جيد تحت جميع الظروف ويخضع لقيود أخرى مثل فشل المحرك في حالة الطائرات المتعددة المحركات.

عزم الانعراج نتيجة سرعة الانزلاق الجانبي يساوي $N_v v$، حيث N_v مشتق عزم الانعراج نتيجة سرعة الانزلاق الجانبي.

مشتق عزم الدحرجة نتيجة سرعة الانزلاق الجانبي L_v: عندما تعاني الطائرة سرعة انزلاق جانبي، فإن تأثير السطح الثنائي (dihedral) للجناح لسرعة الانزلاق الجانبي هذا هو زيادة السقوط على أحد الجناحين وخفضه على الجناح الآخر (انظر الشكل (22.3)). وبالتالي، إذا كان أحد الجناحين يؤول إلى السقوط أثناء الانزلاق الجانبي فإنه يتكوّن هناك عزم دحرجة يؤدي إلى توازن الجناحين.

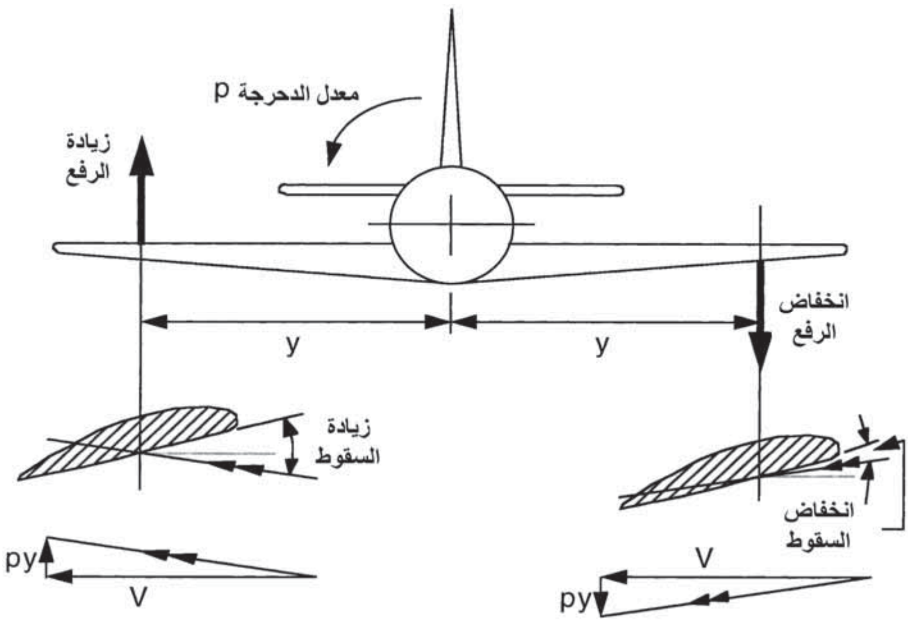


الشكل (22.3): تأثير ثنائي السطح والانزلاق الجانبي.

تأثير الامتداد التراجعي (sweepback) للجناح هو لتقديم تغيُّر سقوط تفاضلي على الجناحين ويتولد عزم دحرجة، حتى إذا كان ثنائي السطح يساوي الصفر. وهناك أيضًا إسهام لعزم الدحرجة نتيجة الانزلاق الجانبي من الزعنفة. وهذا هو نتيجة قوة الرفع الناتجة المؤثرة في الزعنفة وارتفاع المركز الديناميكي الهوائي للزعنفة فوق محور الدحرجة. وهناك أيضًا إسهام من بدن الطائرة نتيجة تأثيرات التدفق حول بدن الطائرة والتي تؤثر في سقوط الجناح المحلي. وهذه مفيدة في حالة الجناح العالي وضارة في حالة الجناح المنخفض. وهي في الواقع ضرورية لتتضمن ثنائي سطح أكبر كثيرًا للجناح المنخفض من ذلك المطلوب لموقع الجناح العالي. مشتق عزم الدحرجة نتيجة الانزلاق الجانبي يُشار إليه بالرمز L_v وعزم الدحرجة نتيجة الانزلاق الجانبي يساوي $L_v v$.

مشتق عزم الدحرجة نتيجة معدل الدحرجة L_p: عندما تتدحرج الطائرة، فإن السرعة الزاويّة تجعل كل قسم في الجناح عبر امتداده من أن يعاني مركّبة سرعة مماسية تتناسب طرديًا مع بُعدها عن المركز. وبالرجوع إلى الشكل (23.3)،

يمكننا أن نرى أن أحد أقسام الجناح يعاني زيادة في السقوط، بينما القسم المقابل على الجناح الآخر يعاني انخفاضاً. قوة الرفع المبذولة على أحد الجناحين بالتالي تزداد بينما تلك على الجناح الآخر تنخفض، ويتولد بالتالي عزم الدحرجة. وعزم الدحرجة، p، يؤثر في الاتجاه المضاد لاتجاه الدحرجة، ويساوي $L_p p$، حيث L_p مشتق عزم الدحرجة نتيجة معدل الدحرجة.



الشكل (23.3): عزم الدحرجة نتيجة معدل الدحرجة.

مشتق عزم الانعراج نتيجة معدل الدحرجة N_p: معدل الدحرجة الذي يزيد من الرفع على الجزء الخارجي لأحد الجناحين ويخفضه على الجناح الآخر يؤدي أيضًا إلى إيجاد تأثير سَحْب تفاضلي. الزيادة في الرفع تترافق مع زيادة في السَّحب في الاتجاه الأمامي وانخفاض في الرفع على الجناح الآخر بواسطة خفض مقابل في السَّحب. ويتولد بالتالي عزم انعراج بواسطة معدل الدحرجة، p، الذي يساوي $N_p p$، حيث N_p مشتق عزم الانعراج نتيجة معدل الدحرجة.

مشتق عزم الانعراج نتيجة معدل الانعراج N_r: معدل الانعراج، r، يولِّد مركِّبة سرعة مماسية تساوي $l_f r$، حيث l_f المسافة بين المركز الديناميكي الهوائي للزعنفة ومحور الانعراج خلال مركز الثقل. التغير الناتج في زاوية السقوط الفعلية للزعنفة، $l_f r / V_T$، تولِّد قوة تبذُل عزم تضاؤل حول مركز الثقل مضادة لمعدل الانعراج. وعزم الانعراج نتيجة معدل الانعراج يساوي $N_r r$، حيث N_r مشتق عزم الانعراج نتيجة معدل الانعراج.

مشتق عزم الدحرجة نتيجة معدل الانعراج L_r: عندما تنعرج الطائرة فإن السرعة الزاويّة تجعل أحد الجناحين يعاني زيادة في السرعة النسبية للدفق الهوائي وينخفض في الجناح الآخر. الرفع على الجناح الأمامي بالتالي يزداد وعلى الجناح الخلفي ينخفض مولِّدًا بذلك عزم دحرجة. مشتق عزم الدحرجة نتيجة معدل الانعراج يُشار إليه بالرمز L_r وعزم الدحرجة نتيجة معدل الانعراج يساوي $L_r r$.

مشتقات التحكم الجانبية نتيجة الأسطح العاطفة والدفة: الأسطح العاطفة أو دفتا الدحرجة (ailerons) والدفة (rudder) (وتسمى أيضاً دفة التوجيه) موضحة في الشكل (15.3). الزاوية التي خلالها تنحرف الأسطح العاطفة تفاضليًا من موضعها في الطيران المضبوط المستقر يُشار إليها بالرمز ξ، والزاوية التي خلالها تنحرف الدفة من موضعها في الطيران المضبوط المستقر يُشار إليها بالرمز ζ.

الحركة التفاضلية للأسطح العاطفة تقدم وسيلة أساسية للتحكم الجانبي عن طريق بذل عزم دحرجة متحكَّم به للميل الجانبي للطائرة لكي تنعطف؛ وهذا سيتم تغطيته لاحقًا في هذا الفصل.

مشتق عزم الدحرجة نتيجة انحراف السطح العاطف L_ξ: تأثير الانحراف التفاضلي للأسطح العاطفة من موضع طيرانها المضبوط المستقر، ξ، هو لزيادة الرفع على أحد الجناحين وخفضه على الجناح الآخر، وبالتالي خلق عزم دحرجة. عزم الدحرجة نتيجة انحراف السطح العاطف يساوي $L_\xi \xi$، حيث L_ξ مشتق عزم الدحرجة نتيجة انحراف السطح العاطف.

مشتق عزم الانعراج نتيجة انحراف السطح العاطف N_ξ: الرفع التفاضلي المشار إليه أعلاه يترافق أيضًا مع سَحْب تفاضلي على الجناحين، التي تؤدي إلى عزم انعراج يتم بذله. عزم الانعراج نتيجة انحراف السطح العاطف يساوي $N_\xi \xi$، حيث N_ξ مشتق عزم الانعراج نتيجة انحراف السطح العاطف.

انحراف الدفة يؤدي إلى إيجاد قوة جانبية وعزم انعراج تقاوم حركة الانزلاق الجانبي وعزم الانعراج نتيجة حركة الأسطح العاطفة. (وظيفة التحكم للدفة سيتم تغطيتها بتفصيل أكبر لاحقًا في هذا الفصل).

مشتقة القوة الجانبية نتيجة انحراف الدفة Y_ζ: قوة الرفع الجانبي المؤثرة في الزعنفة نتيجة انحراف الدفة، ζ، من موضع طيرانها المضبوط المستقر تساوي $Y_\zeta \zeta$، حيث Y_ζ مشتقة القوة الجانبية نتيجة انحراف الدفة.

مشتق عزم الانعراج نتيجة انحراف الدفة N_ζ: عزم الانعراج المبذول بواسطة الدفة يساوي $N_\zeta \zeta$، حيث N_ζ مشتق عزم الانعراج نتيجة انحراف الدفة من موضع طيرانها المضبوط المستقر.

القوى والعزوم الجانبية Lateral forces and moments

القوة الأساسية الجانبية، Y_a، وعزم الدحرجة، L، وعزم الانعراج، N، الناتجة من التغيرات في سرعة الانزلاق الجانبي، v، ومعدل الدحرجة، p، ومعدل الانعراج، r، من حالة الطيران المستقر هي على النحو التالي:

$$Y_a = Y_v v + Y_\zeta \zeta \tag{3.31}$$

$$L = L_v v + L_p p + L_r r + L_\xi \xi + L_\zeta \zeta \tag{3.32}$$

$$N = N_v v + N_p p + N_r r + N_\xi \xi + N_\zeta \zeta \tag{3.33}$$

عيارية المشتقات Normalization of derivatives

يجب ملاحظة أن المشتقات في بعض الأحيان تُعاير وتُجعَل لابعدية بالقسمة على كميات مناسبة – كثافة الهواء، أو السرعة الجوية، أو متوسط الوتر الديناميكي

الهوائي، أو امتداد الجناح، الخ. وتعتمد الكميات المناسبة على ما إذا كانت مشتقة قوة/سرعة أو مشتقة عزم/سرعة زاويّة الخ. ومعادلات الحركة أيضًا يتم جعلها لابعدية بالقسمة على كتلة الطائرة، أو عزوم القصور الذاتي، الخ.

هذا سيمكِّن استجابات الطائرة من مقارنتها بشكل مستقل بالسرعة، وكثافة الهواء، والحجم، والكتلة، والقصور الذاتي، الخ. وقد حُذِفَت هذه المرحلة في هذا الكتاب للتبسيط.

القراء الراغبون في معرفة المزيد عن المشتقات والمعادلات اللابعدية يمكنهم الرجوع إلى "القراءات الإضافية" في نهاية هذا الفصل.

5.4.3 معادلات الحركة الطولية والجانبية

Equations of longitudinal and lateral motion

يمكن تعويض المعادلات (3.28) و (3.29) و (3.30) للمتغيرات X_a و Z_a و M في معادلات الحركة (3.22) و (3.24) و (3.26) على التوالي. معادلات الحركة الطولية للاضطرابات الصغيرة تصبح عندئذ على النحو التالي:

$$X_u u + X_w w - mg\theta = m(\dot{u} + W_0 q) \qquad (3.34)$$

$$Z_u u + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + Z_q q + Z_\eta \eta = m(\dot{u} - U_0 q) \qquad (3.35)$$

$$M_w w + M_q q + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_\eta \eta = I_y \dot{q} \qquad (3.36)$$

وبالمثل، يمكن تعويض المعادلات (3.31) و (3.32) و (3.33) للمتغيرات Y_a و L و N في معادلات الحركة (3.23) و (3.25) و (3.27) على التوالي. معادلات الحركة الجانبية للاضطرابات الصغيرة تصبح عندئذ على النحو التالي:

$$Y_v v + Y_\zeta \zeta + mg\Phi = m(\dot{v} - W_0 p + U_0 r) \qquad (3.37)$$

$$L_v v + L_p p + L_r r + L_\xi \xi + L_\zeta \zeta = I_x \dot{p} \qquad (3.38)$$

$$N_v v + N_p p + N_r r + N_\xi \xi + N_\zeta \zeta = I_z \dot{r} \qquad (3.39)$$

هذه المعادلات يمكن إعادة ترتيبها كمجموعة من المعادلات التفاضلية ذات الدرجة الأولى للتعبير عن المشتقة الأولى لكل متغير كمعادلة خطية تربط جميع المتغيرات في هذه المجموعة. وقد تم تبسيط المعادلات الطولية للتوضيح بحذف الحدود $Z_q q$ و $Z_{\dot{w}}\dot{w}$ و $M_{\dot{w}}\dot{w}$. وبالتالي، من المعادلات (3.34) و (3.35) و (3.36) ومعرفة أن $q = \dot{\theta}$ للاضطرابات الصغيرة نجد أن:

$$
\left.\begin{aligned}
\dot{u} &= \frac{X_u}{m}u + \frac{X_w}{m}w - W_o q - g\theta \\
\dot{w} &= \frac{Z_u}{m}u + \frac{Z_w}{m}w - U_o q \qquad + \frac{Z_\eta}{m}\eta \\
\dot{q} &= \qquad \frac{M_w}{I_y}w + \frac{M_q}{I_y}q \qquad + \frac{M_\eta}{I_y}\eta \\
\dot{\theta} &= \qquad\qquad q
\end{aligned}\right\} \qquad (3.40)
$$

وبالمثل، من المعادلات (3.37) و (3.38) و (3.39) ومعرفة أن $p = \dot{\Phi}$ للاضطرابات الصغيرة نجد أن:

$$
\left.\begin{aligned}
\dot{v} &= \frac{Y_v}{m}v + W_o q - U_0 r + g\Phi + \frac{Y_\zeta}{m}\zeta \\
\dot{p} &= \frac{L_v}{I_x}v + \frac{L_p}{I_x}p + \frac{L_r}{I_x}r \qquad + \frac{L_\zeta}{I_x}\zeta + \frac{L_\xi}{I_x}\xi \\
\dot{r} &= \frac{N_v}{I_z}v + \frac{N_p}{I_z}p + \frac{N_r}{I_z}r \qquad + \frac{N_\zeta}{I_z}\zeta + \frac{N_\xi}{I_z}\xi \\
\dot{\Phi} &= \qquad p
\end{aligned}\right\} \qquad (3.41)
$$

هذه المعادلات يمكن حلها بطريقة الخطوة بخطوة أو بطريقة التكرار من خلال حساب المشتقة الأولى في كل زيادة للزمن واستخدامها لاشتقاق التغيُّر في المتغيرات على مدى الزيادة في الزمن، وبالتالي تحديث القيمة في الزيادة التالية للزمن.

كمثال بسيط، افترض أن معادلات الدرجة الأولى التي تربط ثلاثة متغيرات x، y، z هي:

$$\dot{x} = a_1 x + b_1 y + c_1 z$$

$$\dot{y} = a_2 x + b_2 y + c_2 z$$

$$\dot{z} = a_3 x + b_3 y + c_3 z$$

افترض أن Δt تساوي الزيادة في الزمن، وقيمة x عند الزمن $n\Delta t$ يُرمز لها بالرمز x_n، وقيمة $\dot{x}$ عند الزمن $n\Delta t$ يُرمز لها بالرمز $\dot{x}_n$.

قيمة x عند الزمن $(n+1)\Delta t$، أي $x_{(n+1)}$، تعطى بالعلاقة التالية:

$$x_{(n+1)} = x_n + \dot{x}_n \Delta t$$

(بافتراض أن Δt يتم اختيارها كزيادة صغيرة في الزمن). وبالتالي فإن:

$$x_{(n+1)} = x_n + (a_1 x_n + b_1 y_n + c_1 z_n)\Delta t$$

هي الشكل المناسب للتنفيذ في كمبيوتر رقمي. هذه المعادلات يمكن التعبير عنها على شكل مصفوفة كالتالي:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_1 & b_1 & c_1 \\ a_2 & b_2 & c_2 \\ a_3 & b_3 & c_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

وبالمثل، يمكن التعبير عن المعادلتين (3.40) و (3.41) كالتالي:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & -W_o & -g \\ \frac{Z_u}{m} & \frac{Z_w}{m} & U_o & 0 \\ 0 & \frac{M_w}{I_y} & \frac{M_q}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{Z_\eta}{m} \\ \frac{M_\eta}{I_y} \\ 0 \end{bmatrix} [\eta] \qquad (3.42)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\Phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{m} & W_o & -U_0 & g \\ \frac{L_v}{I_x} & \frac{L_p}{I_x} & \frac{L_r}{I_x} & 0 \\ \frac{N_v}{I_z} & \frac{N_p}{I_z} & \frac{N_r}{I_z} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \Phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{Y_\zeta}{m} & 0 \\ \frac{L_\zeta}{I_x} & \frac{L_\xi}{I_x} \\ \frac{N_\zeta}{I_z} & \frac{N_\xi}{I_z} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \zeta \\ \xi \end{bmatrix} \qquad (3.43)$$

استخدام صيغة المصفوفة لمعادلات الحركة يعطي تعبيرات مصغَّرة جدًا وتتيح التحكم بالمعادلات باستخدام جبر المصفوفات. ويمكن التعبير عن المعادلات بصيغة عامة على النحو التالي:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{AX} + \mathbf{BU}$$

الحروف الغامقة تدل على أن **X**، **A**، **B**، **U** مصفوفات.

X هي مصفوفة متجه الحالة، والعناصر تشكِّل متغيرات الحالة.

A هي مصفوفة معامل الحالة.

B هي مصفوفة الدفع.

U هي مصفوفة متجه مُدخَل التحكم، والعناصر تشكل متغيرات مُدخَل التحكم.

على سبيل المثال، في المعادلة (3.43)، متغيرات الحالة v، p، r، Φ تشكِّل متجه الحالة التالي:

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \Phi \end{bmatrix}$$

ومصفوفة معامل الحالة هي:

$$\mathbf{A}=\begin{bmatrix} \frac{Y_v}{m} & W_o & -U_0 & g \\ \frac{L_v}{I_x} & \frac{L_p}{I_x} & \frac{L_r}{I_x} & 0 \\ \frac{N_v}{I_z} & \frac{N_p}{I_z} & \frac{N_r}{I_z} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

ومصفوفة الدفع هي:

$$\mathbf{B}=\begin{bmatrix} \frac{Y_\zeta}{m} & 0 \\ \frac{L_\zeta}{I_x} & \frac{L_\xi}{I_x} \\ \frac{N_\zeta}{I_z} & \frac{N_\xi}{I_z} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

ومتجه مُدخَل التحكم هي:

$$\mathbf{U}=\begin{bmatrix} \zeta \\ \xi \end{bmatrix}$$

المعالجة الإضافية لمعادلات مصفوفة متغير الحالة هي خارج نطاق هذا الفصل، لأن الهدف الأساسي هو التقديم للقارئ الذي ليست له معرفة بالأساليب والمصطلحات واستخدامها. الكتب المناسبة لذلك معطاة في "القراءات الإضافية" في نهاية هذا الفصل.

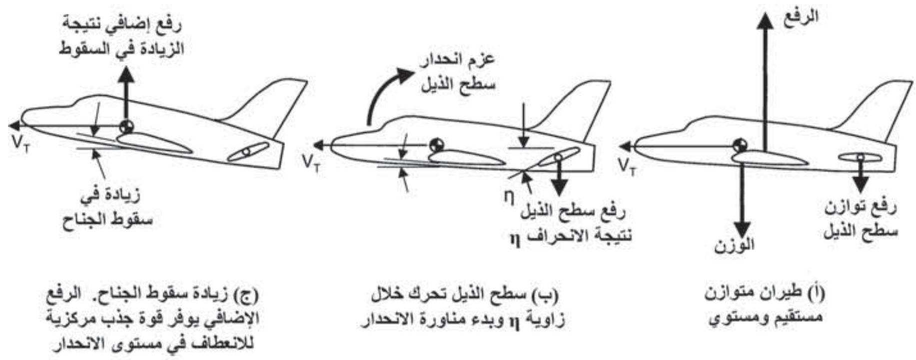
5.3 التحكُّم الطولي والاستجابة

Longitudinal control and response

1.5.3 التحكُّم الطولي **Longitudinal control**

في الطائرات التقليدية (أيْ في عدم الطيران بواسطة الأسلاك)، يتحكم الطيار بالحركة الزاوية لسطح الذيل/الأسطح الرافعة أو دفتا الرفع (elevators) مباشرة من عمود (أو عصا) القيادة، الذي يتم ربطه ميكانيكيًا بواسطة قضبان وروابط إلى مشغِّل

المؤازر الآلي لسطح الذيل/السطح الرافع. (بافتراض تحكمات التشغيل الكامل). للمناورة في المستوى الطولي (أو الانحداري)، يتحكم الطيار بزاوية سطح الذيل/السطح الرافع، وبالتالي على عزم الانحدار المبذول حول مركز الثقل بواسطة رفع سطح الذيل. وهذا يتيح للطيار الدوران بالطائرة حول مركز ثقلها لتغيير زاوية سقوط الجناح، ومن ثم التحكم برفع الجناح لتوفير القوة العمودية، أو قوة الجذب المركزية، لتغيير اتجاه خط طيران الطائرة (انظر الشكل (24.3)).



الشكل (24.3): المناورة في مستوى الانحدار.

الاستجابة الأولية للطائرة على تطبيق الحركة الزاويّة المستقرة لسطح الذيل/السطح الرافع من موضع التوازن هي كالتالي:

عزم الانحدار الناتج يعمل على تسارع القصور الذاتي للطائرة حول محور الانحدار مؤديًا إلى دوران الطائرة حول مركز ثقلها بحيث تزداد زاوية سقوط الجناح. يزداد رفع الجناح وفقًا لذلك، ويجعل الطائرة تنعطف في مستوى الانحدار وينشأ معدل الانحدار. هذا الدوران حول مركز الثقل يعارضه عزم انحدار نتيجة السقوط، الذي يزداد بزيادة السقوط وعزم تضاؤل معدل الانحدار المبذول بواسطة سطح الذيل. ويتم الوصول إلى حالة ثبات وتستقر الطائرة على زاوية سقوط جناح ثابتة جديدة ومعدل انحدار ثابت يتناسب مع الحركة الزاويّة لسطح الذيل/السطح الرافع من موضع التوازن.

القصور الذاتي للطائرة حول محور الانحدار يؤدي عادة إلى بعض التجاوز الانتقالي للهدف قبل تحقيق سقوط الجناح المستقر، ومقدار تجاوز الهدف (overshoot) يعتمد أساسًا على تضاؤل معدل الانحدار الناتج بواسطة سطح الذيل.

التسارع العمودي يساوي حاصل ضرب السرعة الأمامية ومعدل الانحدار ويتناسب طرديًا مع الزيادة في رفع الجناح الناتج من الزيادة في زاوية سقوط الجناح. ولأيّ سرعة أمامية ثابتة معيّنة، فإن معدل الانحدار بالتالي يتناسب مع الحركة الزاويّة لسطح الذيل/السطح الرافع من موضع التوازن، الذي يتناسب بدوره مع انحراف عصا القيادة. ومعدل الانحدار ينخفض إلى الصفر من خلال إعادة عصا القيادة إلى موضع طيرانها المتوازن، أيْ "تمركزها".

2.5.3 قوة عصا القيادة/*g* — Stickforce/*g*

رفع الجناح، على أيّة حال، يتناسب مع كلٍّ من سقوط الجناح والضغط الديناميكي، $\frac{1}{2}\rho V_T^2$، بحيث إن سقوط الجناح المطلوب للتسارع العمودي المعطى سيتغير مع الارتفاع والسرعة على مدى مخطط حدود الطيران. ويتطلب فقط تغيُّراً بسيطاً في سقوط الجناح عند الضغوط الديناميكية العالية الناتجة من السرعة العالية لمستوى الطيران المنخفض، والعكس بالعكس.

الحركة الزاويّة لسطح الذيل/السطح الرافع المطلوبة لكل تسارع عمودي *g*، وبالتالي إزاحة عصا القيادة لكل *g*، ستتغير بهذا مع الارتفاع والسرعة؛ وهذا التغيّر يمكن أن يصل إلى أعلى قيمة 40:1 على مدى مخطط حدود الطيران للأداء العالي للطائرة.

القوى والعزوم الديناميكية الهوائية تتناسب مع الضغط الديناميكي؛ وبتحكمات التشغيل اليدوي للطيران (أيْ عند غياب التحكمات التي يتم تشغيلها هيدروليكيًا) فإن الطيار يمتلك التغذية الخلفية (feedback) المباشرة من عصا القيادة للقوى المبذولة نتيجة حركة السطح الرافع. وبالتالي، عند السرعات

والضغوط الديناميكية الأعلى، يتطلب فقط حركة صغيرة للسطح الرافع لكل تسارع عمودي g. والضغط الديناميكي العالي الذي يتم معاناته، على أيّة حال، يتطلب قوة عصا قيادة عالية نسبيًا، على الرغم من أن حركة عصا القيادة صغيرة. وعند السرعات والضغوط الديناميكية المنخفضة، يتطلب زاوية كبيرة للسطح الرافع لكل g، وبالتالي تظل قوة عصا القيادة عالية نسبيًا. وقوة عصا القيادة/g بالتالي تميل إلى البقاء ثابتة للطائرات المصممة جيدًا والعاملة على مدى مخطط حدود طيرانها المعتادة.

على أيّة حال، بتحكُّمات الطيران التي يتم تشغيلها بشكل كامل والمطلوبة للطائرات ذات السرعات العالية، لن يكون هناك تغذية خلفية مباشرة عند عزوم التحكم لعصا القيادة التي يتم تطبيقها بواسطة حركة سطح الذيل/الأسطح الرافعة.

إزاحة عصا القيادة هي تحكم غير حساس يقوم الطيار بتطبيقها، وقوة عصا القيادة هي تحكم أكثر فعالية وطبيعية وتتوافق مع خبرة وتدرُّب الطيار على الطيران بطائرات ذات التحكمات التي يتم تشغيلها يدويًا.

قوة عصا القيادة يتم صنعها لتتناسب مع انحراف عصا القيادة إما بواسطة نظام حِمل زنبركي بسيط أو بواسطة "وحدة تحسس اصطناعية" (artificial feel unit) يتم ربطها مباشرة بآلية عصا القيادة. ووحدة التحسس الاصطناعية تغيِّر من صلابة (أو "تحسس") عصا القيادة كدالة في الضغط الديناميكي $\frac{1}{2}\rho V_T^2$ بحيث توفر خصائص قوة عصا القيادة لكل g. ومعدل الانحدار عند السرعة الأمامية المعطاة (أي التسارع العمودي) يتم بالتالي تنفيذه ليتناسب مع قوة عصا القيادة المطبقة بواسطة الطيار. على أيّة حال، وكما أُشير سابقًا، فعالية سطح الذيل/السطح الرافع يمكن أن تتفاوت على نطاق واسع على مدى مخطط حدود السرعة والارتفاع. والتحكم الآلي قد يكون مطلوبًا لتحسين استجابة الطائرة والتضاؤل على مدى مخطط حدود الطيران، ويعطي خصائص مقبولة لقوة عصا القيادة لكل g.

3.5.3 استجابة معدل الانحدار لزاوية سطح الذيل/السطح الرافع

Pitch rate response to tailplane/elevator angle

أهمية تحليل استجابة الطائرة وتعديل التحكم المطلوب من نظام التحكُّم الآلي بالرحلة هي لحساب دالة الانتقال للتحكم الأساسي للطائرة. وهذا يربط بين معدل انحدار الطائرة، q، والحركة الزاويّة لسطح الذيل/السطح الرافع، η، من موضع التوازن.

ويمكن اشتقاق هذا من المعادلات (3.34) و(3.35) و(3.36) مع العلاقة $q=d\theta/dt$ بحذف u و w للحصول على معادلة في q و η فقط. وهذا سيؤدي إلى الحصول على دالة الانتقال على النحو التالي:

$$\frac{q}{\eta}=\frac{K(D^3+b_2D^2+b_1D+b_0)}{(D^4+a_3D^3+a_2D^2+a_1D+a_0)}$$

حيث $D=d/dt$. و K، b_2، b_1، b_0، a_3، a_2، a_1، a_0 هي معاملات ثابتة تشكِّل مشتقات مختلفة. ويتم حساب الاستجابة الانتقالية (وبالتالي الاستقرار) عن طريق حل المعادلة التفاضلية $(D^4+a_3D^3+a_2D^2+a_1D+a_0)q=0$.

$q=Ce^{\lambda t}$، حيث C و λ ثابتان، هي حل هذا النوع من المعادلات التفاضلية الخطية بمعاملات ثابتة. بتعويض $Ce^{\lambda t}$ عن q نحصل على:

$$(\lambda^4+a_3\lambda^3+a_2\lambda^2+a_1\lambda+a_0)Ce^{\lambda t}=0$$

أي أن

$$(\lambda^4+a_3\lambda^3+a_2\lambda^2+a_1\lambda+a_0)=0$$

هذه المعادلة يُشار إليها بالمعادلة المميِّزة (characteristic equation). وهذه المعادلة هي من الدرجة الرابعة يمكن فصلها إلى عاملين تربيعيين، واللذين يمكن تحليلهما أكثر إلى أزواج من العوامل المركَّبة المترافقة (complex conjugate factors) كما هو مبيّن أدناه:

$$(\lambda+\alpha_1+j\omega_1)(\lambda+\alpha_1-j\omega_1)(\lambda+\alpha_2+j\omega_2)(\lambda+\alpha_2-j\omega_2)=0$$

وحل هذه المعادلة هو:

$$q = \underbrace{A_1 e^{-\alpha_1 t} \sin(\omega_1 t + \phi_1)}_{\text{حركة قصيرة الفترة}} + \underbrace{A_2 e^{-\alpha_2 t} \sin(\omega_2 t + \phi_2)}_{\text{حركة طويلة الفترة}}$$

A_1، $ø_1$، A_2، $ø_2$ هي ثوابت يتم حسابها بالشروط الابتدائية، أيْ من قيم $\dddot{q}$، $\ddot{q}$، $\dot{q}$، q عند الزمن $t = 0$.

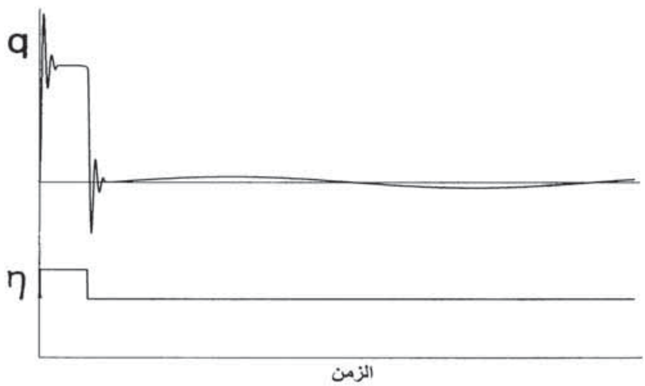
لكي يكون النظام مستقرًا يجب أن تكون الأسس سالبة بحيث تتلاشى الحدود الأسية إلى الصفر مع الزمن. (الأسس الموجبة تؤدي إلى حدود تتفرق أسِّيًا مع الزمن، ما يعني استجابة غير مستقرة).

هذا الحل بالتالي يتضمن حاصل جمع معادلتين جيبيتين متضائلتين أسِّيًا وفقًا لاستجابة الفترة القصيرة واستجابة الفترة الطويلة على التوالي.

الاستجابة الأساسية الأولية للطائرة هي بالتالي استجابة تذبذبية مضاءلة تُعرف باسم استجابة الفترة القصيرة (short period response). فترة هذه الحركة هي في النطاق 1 إلى 10 ثواني، وتعتمد على نوع الطائرة وسرعتها الأمامية، وتتناسب عكسيًا مع السرعة الأمامية؛ مثلاً للطائرة القتالية النموذجية، الفترة هي حوالى ثانية واحدة بينما لطائرة النقل الكبيرة فإن الفترة هي حوالى 5 إلى 10 ثوانٍ. هذه الاستجابة للفترة القصيرة بشكل عام مضاءلة جيدًا للطائرات التي تسلك بشكل جيد (المستقرة) إلا أنها تحتاج إلى تضخيم بنظام استقرار آلي على مدى أجزاء من مخطط حدود الطيران لمجموعتي الارتفاع والسرعة.

المرحلة الثانية تتضمن ذبذبة مضاءلة ببطء طفيف بفترة تتراوح ما بين 40 ثانية إلى دقائق، وتُعرَف باسم الحركة/الفترة الطويلة (long period/motion). وهي أساسًا مشابهة للحركة الدورية الطولية (phugoid motion) ومرة أخرى فهي تتناسب عكسيًا مع السرعة الأمامية. والحركة الدورية الطولية تتكون من

ذبذبة مضاءلة ببطء في الارتفاع والسرعة الجوية، بينما زاوية السقوط تظل تقريبًا غير متغيِّرة وهي نتيجة التبادل بين طاقة الحركة وطاقة الوضع عند تغيُّر ارتفاع وسرعة الطائرة. وتضاؤل الحركة الدورية الطولية هي أساسًا من مهام الطيران الآلي، لأن الفترة الطويلة يجعلها صعبة جدًا ليتحكم بها الطيار. يوضح الشكل (25.3) نوعين من الحركة في الاستجابة.



الشكل (25.3): الاستجابة الانحدارية.

الطريقة الأبسط للحصول على تقريب جيد لدالة الانتقال q/η، التي تمثل بشكل دقيق استجابة الفترة القصيرة للطائرة، هي افتراض أن السرعة الأمامية تظل ثابتة. هذا الافتراض يعتبر معقولاً لأن التغيُّر في السرعة الأمامية بطيء مقارنة بالمتغيرات الأخرى.

هذه الطريقة الأبسط سيتم عرضها في القسم التالي لأنها تعطي "صورة" جيدة في مصطلحات هندسة التحكم لسلوك الطائرة العادية.

4.5.3 الاستجابة الانحدارية بافتراض سرعة أمامية ثابتة

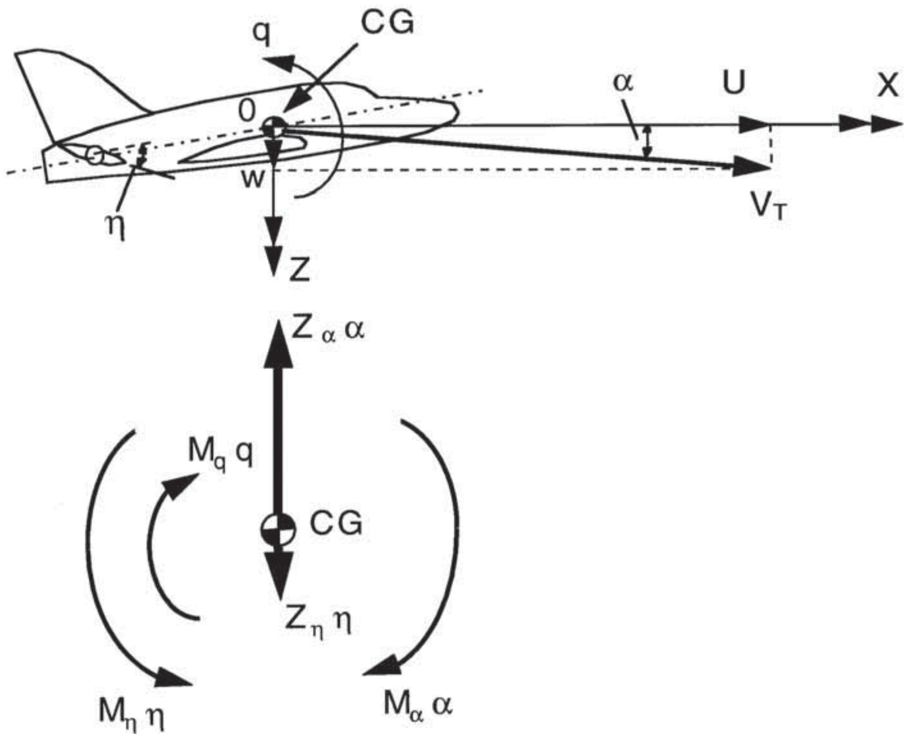
Pitch response assuming constant forward speed

دالّتا الانتقال اللتان تربطان معدل الانحدار وسقوط الجناح بزاوية سطح الذيل (أو السطح الرافع)، أيْ q/η و α/η، سيتم اشتقاقهما أدناه من المبادئ

الأولية، بافتراض سرعة أمامية ثابتة واضطرابات صغيرة من طيران مستقيم ومستوٍ مستقر ومتوازن.

حدود الاشتقاق نتيجة معدل تغيّر السرعة العمودية، $\dot{w}$، أيْ $Z_{\dot{w}}\dot{w}$ و $M_{\dot{w}}\dot{w}$ سيتم إهمالها، كما سيتم أيضًا إهمال الحد $Z_q q$.

بالرجوع إلى الشكل (26.3)، تُستخدَم مجموعة المحاور المتعامدة OX، OY، OZ المتحركة مع الطائرة بالمركز O عند مركز ثقل الطائرة لتعريف حركة الطائرة. المحور OX مصطف مع متجه خط الطيران، وOY مصطف مع محور انحدار الطائرة، وOZ عمودي على متجه خط طيران الطائرة (الاتجاه الموجب نحو الأسفل). هذه المحاور غالبًا ما يُشار إليها باسم "محاور الاستقرار" وهي تتيح إجراء تبسيط في معادلات الحركة.



الشكل (26.3): العزوم والقوى – المستوى الطولي (محاور الاستقرار).

السرعة على طول المحور OX تساوي U (ثابتة)

الزيادة في السرعة على طول المحور OZ تساوي w

السرعة على طول المحور OY تساوي صفر

معدل الدوران حول محور الانحدار OY تساوي q

التغيُّر في زاوية السقوط من قيمة الضبط تساوي α

كتلة الطائرة تساوي m

عزم القصور الذاتي للطائرة حول محور الانحدار OY تساوي I_y

بأخذ القوى المؤثرة في اتجاه المحور OZ:

1- التغيُّر في قوة الرفع المؤثرة في الجناح نتيجة التغيُّر في زاوية السقوط، α، من قيمة الضبط تساوي $Z_\alpha \alpha$.

2- التغيُّر في قوة الرفع المؤثرة في سطح الذيل نتيجة التغيُّر في زاوية سطح الذيل، η، من قيمة الضبط تساوي $Z_\eta \eta$.

التسارع العمودي على طول المحور OZ يساوي $\dot{w}-Uq$، حيث $\dot{w}=dw/dt$ (ارجع إلى القسم 3.4.3، المعادلة (3.21)).

ومعادلة الحركة على طول المحور OZ هي:

$$Z_\alpha \alpha + Z_\eta \eta = m(\dot{w}-Uq) \qquad (3.44)$$

بأخذ العزوم المؤثرة حول مركز الثقل:

1- عزم الانحدار نتيجة التغيُّر في زاوية سطح الذيل، η، من قيمة الضبط يساوي $M_\eta \eta$.

2- عزم الانحدار نتيجة التغيُّر في زاوية سطح الذيل، α، من قيمة الضبط يساوي $M_\alpha \alpha$.

3- عزم الانحدار نتيجة معدل الدوران الزاويّ، q، حول محور الانحدار يساوي $M_q q$.

ومعادلة الحركة الزاويّة حول محور الانحدار OY هي:

$$M_\eta \eta + M_\alpha \alpha + M_q q = I_y \dot{q} \qquad (3.45)$$

حيث $\dot{q} = dq/dt$ وتساوي التسارع الزاويّ. والتغيُّر في زاوية السقوط هو:

$$\alpha = w/U \qquad (3.46)$$

ويمكن الجمع بين هذه المعادلات التفاضلية المتزامنة لتعطي معادلات بدلالة q و u فقط بحذف w، أو بدلالة α و η فقط بحذف q. ومع ذلك، فإنه يعتبر أكثر إيجابية لتنفيذ هذه العملية باستخدام الجبر للرسم التخطيطي لأن هذا يعطي صورة فيزيائية أفضل للسلوك الديناميكي للطائرة وآليات التغذية الخلفية المتأصلة التي تربط بين q و α. المعادلة (3.45) يمكن إعادة كتابتها كالتالي:

$$q = \frac{1}{I_y} \int \left(M_\alpha \alpha + M_q q + M_\eta \eta \right) dt \qquad (3.47)$$

بتعويض $U\dot{\alpha}$ عن w في المعادلة (3.44) وإعادة الترتيب نحصل على:

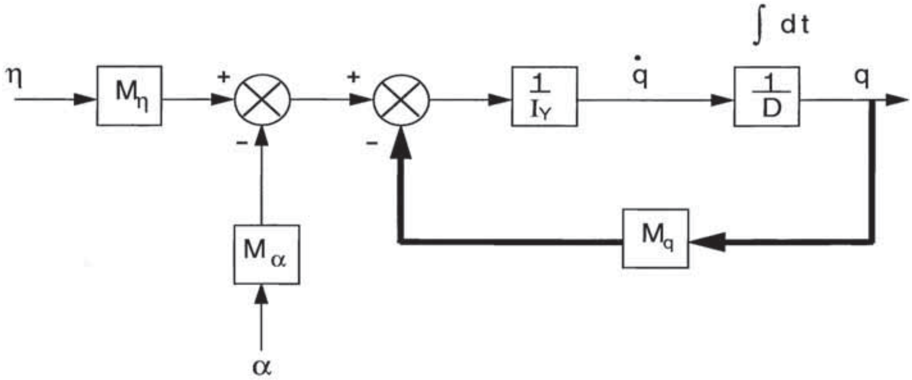
$$\alpha = \int \left(q + \frac{Z_\alpha}{mU} \alpha + \frac{Z_\eta}{mU} \eta \right) dt \qquad (3.48)$$

الشكل (27.3) يمثل المعادلة (3.47) في صورة رسم تخطيطي. يجب ملاحظة أن إشارات المشتقات قد تم الإشارة إليها عند نقاط التجميع في الرسم التخطيطي. M_q سالبة، وتم افتراض طائرة مستقرة ديناميكيًا هوائيًا بحيث إن M_α سالبة أيضًا. الحدّان $M_q q$ و$M_\alpha \alpha$ هما بالتالي حدّا تغذية خلفية سالبين. (يمكن أخذ موجب M_α في الاعتبار من خلال التغيير المناسب للإشارة). الشكل (28.3) هو الرسم التخطيطي الذي يمثل المعادلة (3.48).

عُرَى التغذية الخلفية الفرعية لـــ q و α يمكن تبسيطها باستخدام العلاقة بين المُخرَج، θ_o، والمُدخَل، θ_i، في عملية تغذية خلفية سالبة عامة للنوع المبيّن في الشكل (29.3). أي أن:

$$\frac{\theta_o}{\theta_i} = \frac{KG(D)}{1 + KG(D) \cdot K_F G_F(D)} \tag{3.49}$$

حيث $KG(D)$ و $K_F G_F(D)$ دالّتا انتقال المسار الأمامي ومسار التغذية الخلفية على التوالي.



$$q = \frac{1}{I_Y} \int (M_\alpha \alpha + M_q q + M_\eta \eta)\ dt$$

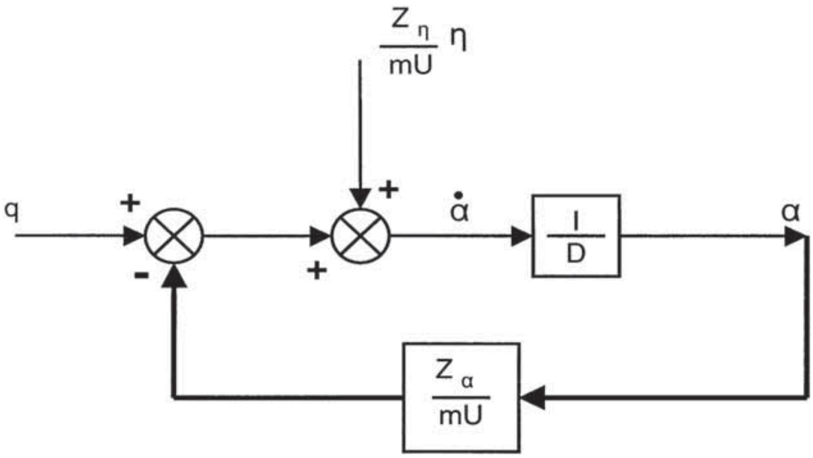
ملاحظة: إشارات الاشتقاقات المشار إليها عند نقاط التجميع، أيْ Mq و $M\alpha$، كلاهما سالبتان.

الشكل (27.3): رسم تخطيطي تمثيلي للمعادلة (3.47).

وبالتالي، بأخذ عروة التغذية الخلفية $M_q q$:

$$\frac{q}{(M_\eta \eta - M_\alpha \alpha)} = \frac{\frac{1}{I_y D}}{1 + \frac{1}{I_y D} \cdot M_q}$$

لأن $KG(D) = 1/I_y\mathrm{D}$ و $K_F G_F(D) = M_q$.



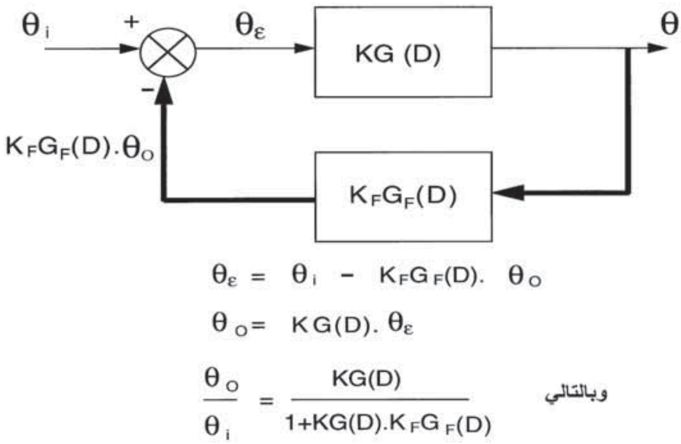
الشكل (28.3): رسم تخطيطي تمثيلي للمعادلة (3.48).

$$\frac{q}{(M_\eta \eta - M_\alpha \alpha)} = \frac{1}{M_q} \cdot \frac{1}{(1+T_1 D)} \qquad (3.50)$$

حيث:

$$T_1 = I_y / M_q \qquad (3.51)$$

وهذه تمثل دالة انتقال تخلُّفي (lag transfer function) بسيطة من الدرجة الأولى.



الشكل (29.3): منظومة تغذية خلفية سالبة عامة.

بالرجوع إلى الشكل (28.3)، يمكن بالمثل تبسيط العروة الداخلية α/q إلى:

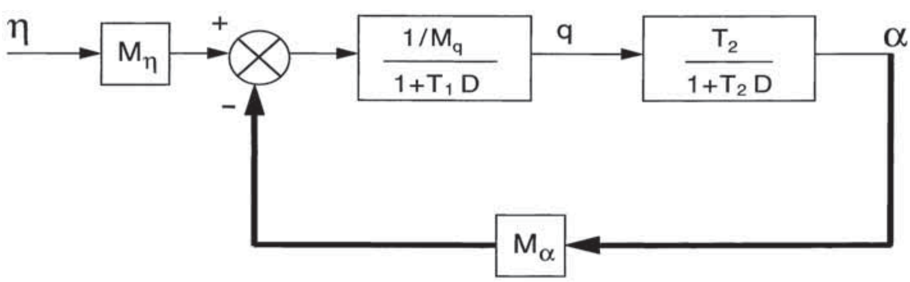
$$\frac{\alpha}{q} = T_2 \cdot \frac{1}{(1+T_2 D)} \qquad (3.52)$$

حيث:

$$T_2 = mU / Z_\alpha \qquad (3.53)$$

وهذه المعادلة تمثل دالة انتقال تخلُّفية أخرى من الدرجة الأولى. والرسم التخطيطي العام بالتالي يتبسط إلى الشكل (30.3).

يجب ملاحظة أن حد المُدخَل $Z_q\eta/mU$ قد تم حذفه للتبسيط لأنه صغير مقارنة بالحدود الأخرى. وأيضًا، حيث إنه مُدخَل خارجي إلى العروة، فإنه لا يؤثر في استقرار عروة التغذية الخلفية والاستجابة الانتقالية للاضطراب.



الشكل (30.3): الرسم التخطيطي العام المُبسَّط.

بالرجوع إلى الشكل (30.3) وتطبيق المعادلة (3.49) نحصل على:

$$\frac{q}{\eta} = M_\eta \cdot \frac{\frac{\frac{1}{M_q}}{(1+T_1 D)}}{1 + \frac{\frac{1}{M_q}}{(1+T_1 D)} \cdot \frac{T_2}{(1+T_2 D)} \cdot M_\alpha} \qquad (3.54)$$

وهذه المعادلة يمكن تبسيطها إلى:

$$\frac{q}{\eta} = \frac{M_\eta}{I_y T_2} \cdot \frac{(1 + T_2 D)}{D^2 + \left(\frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2}\right) D + \frac{M_\alpha}{I_y} + \frac{1}{T_1 T_2}} \qquad (3.55)$$

أي أن:

$$\frac{q}{\eta} = \frac{K(1 + T_2 D)}{(D^2 + A_1 D + A_2)} \qquad (3.56)$$

حيث:

$$K = \frac{M_\eta}{I_y T_2} = \frac{M_\eta Z_\alpha}{I_y m U} \qquad (3.57)$$

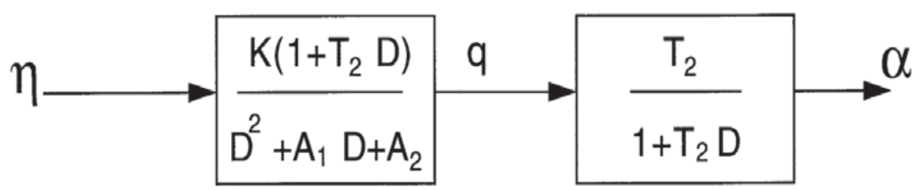
$$A_1 = \frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2} = \frac{M_q}{I_y} + \frac{Z_\alpha}{mU} \qquad (3.58)$$

$$A_2 = \frac{M_\alpha}{I_y} + \frac{1}{T_1 T_2} = \frac{M_\alpha}{I_y} + \frac{M_q Z_\alpha}{I_y m U} \qquad (3.59)$$

بتعويض $\alpha = \frac{T_2}{1 + T_2 D} \cdot q$ في المعادلة (3.56) نحصل على:

$$\frac{\alpha}{\eta} = \frac{K T_2}{\left(D^2 + A_1 D + A_2\right)} \qquad (3.60)$$

الرسم التخطيطي العام الناتج مبيّن في الشكل (31.3).



الشكل (31.3): الرسم التخطيطي العام المُبسَّط بشكل أكبر.

من المعادلة (3.56) نحصل على:

$$(D^2 + A_1 D + A_2)\, q = K(1 + T_2 D)\eta \qquad (3.61)$$

والاستجابة الانتقالية تعطى بحل المعادلة التفاضلية التالية:

$$(D^2 + A_1 D + A_2)\, q = 0 \qquad (3.62)$$

ويتم حساب الحل من خلال جذور المعادلة المميِّزة:

$$(\lambda^2 + A_1 \lambda + A_2) = 0$$

حيث $\lambda = -\tfrac{1}{2} A_1 \pm \sqrt{A_1^2 - 4A_2}\,/\,2$.

في الطائرات التقليدية، هذه الجذور هي جذور مركَّبة على الصورة $-\alpha_1 \pm j\omega$ حيث $\alpha_1 = A_1 / 2$ و $\omega = \sqrt{4A_2 - A_1^2}\,/\,2$.

والحل في هذه الحالة هو معادلة جيبية متضائلة أسِّيًا، أي أن:

$$q = Ae^{-\alpha_1 t} \sin(\omega t + \phi)$$

حيث A و ϕ ثابتان يتم حسابهما من الشروط الابتدائية (قيمة $\dot{q}$ و q عند الزمن $t = 0$). والمعامل A_1 يحسب قيمة $\alpha_1 (=A_1/2)$ وهذا يحسب درجة التضاؤل وتجاوز الهدف في الاستجابة الانتقالية للاضطراب. والمعامل A_2 يحسب إلى حد كبير التردد ω للذبذبة المضاءلة $\omega = \sqrt{4A_2 - A_1^2}\,/\,2$ ومن ثم سرعة الاستجابة.

لكي يكون النظام مستقرًا فإن جذور المعادلة المميِّزة يجب أن تكون سالبة أو لها جزء حقيقي سالب، بحيث تكون الأسس سالبة وتتلاشى الحدود الأسية إلى الصفر مع الزمن. وهذا الشرط يمكن أن يتحقق بشرط أن تكون كلاً من A_1 و A_2 موجبة.

وعلى العكس من ذلك، فإن الطائرة غير المستقرة ديناميكيًا هوائيًا ذات M_α موجبة يمكن أن تؤدي إلى A_2 سالبة، وتعطي بذلك أُسّاً موجباً وحلاً يتفرق أسِّيًا مع الزمن.

وينبغي التعبير عن العامل التربيعي $(D^2 + A_1D + A_2)$ بدلالة معاملين عامّين ω_0 و ζ، أيْ على الصورة $(D^2 + 2\zeta\omega_0 D + \omega_0^2)$، حيث:

$\omega_0 = \sqrt{A_2}$ وتساوي التردد الطبيعي غير المضاءل.

و ζ تساوي معامل التضاؤل = $\dfrac{\text{معامل } D}{\text{معامل } D \text{ للتضاؤل الحرج}}$

أي أن:

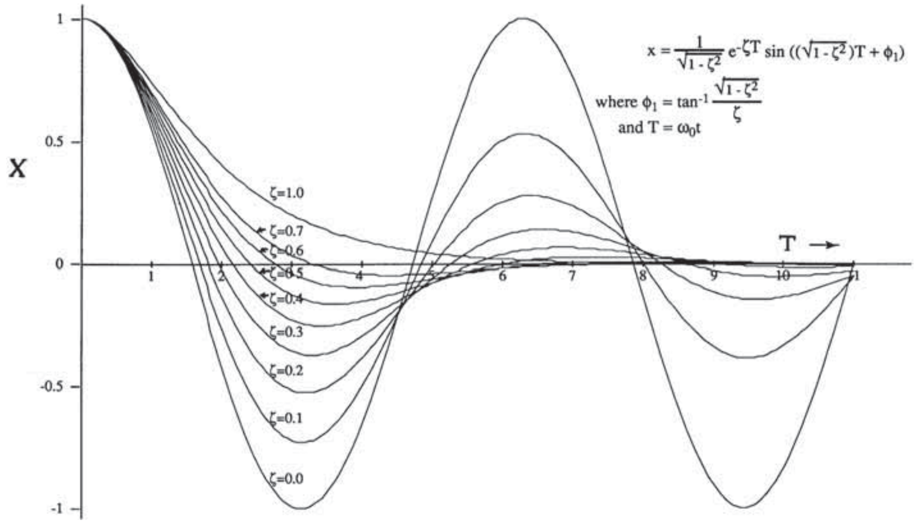
$$\zeta = \frac{A_1}{2\sqrt{A_2}} \tag{3.63}$$

(التضاؤل الحرج يؤدي إلى استجابة غير متذبذبة وهو الشرط للجذور المتساوية التي تحدث عندما $A_1^2 = 4A_2$).

الاستجابة الانتقالية لاضطراب ابتدائي لنظام عام من الدرجة الثانية من النوع $(D^2 + 2\zeta\omega_0 D + \omega_0^2)x = 0$ عندما x هي أيّ متغيّر مرسومة في الشكل (32.3) لمدى من قيم نسبة التضاؤل، ζ، والزمن اللابعدي $T = \omega_0 t$. هذه المنحنيات يمكن استخدامها لأيّ نظام من الدرجة الثانية.

وقيم حالة الاستقرار على تطبيق أيّ زاوية معطاة لسطح الذيل (أو السطح الرافع) يمكن الحصول عليها لكلٍّ من معدل الانحدار والسقوط بمساواة جميع الحدود التي تتضمن معدلات التغيّر بالصفر. وبهذا، في المعادلة (3.61) فإن $\ddot{q}$، و $\dot{q}$، و $\dot{\eta}$ جميعها تساوي صفر في حالة الاستقرار. ويُستخدَم الملحق ss للإشارة إلى قيم حالة الاستقرار، والذي منه $A_2 q_{ss} = K\eta_{ss}$ ؛ أي أن:

$$q_{ss} = \frac{K}{A_2}\eta_{ss} \tag{3.64}$$



الشكل (32.3): الاستجابة الانتقالية لنظام عام من الدرجة الثانية.

والتغيّر في حالة الاستقرار في سقوط الجناح، α_{ss}، يمكن الحصول عليه بنفس الطريقة من المعادلة (3.60) ويُعطى بالعلاقة التالية:

$$\alpha_{ss} = \frac{KT_2}{A_2}\eta_{ss} \tag{3.65}$$

ويمكن ملاحظة أن التغيّرات في المشتقات الديناميكية الهوائية على مدى مخطط حدود الطيران ستعمل على تغيير كلٍّ من سرعة وتضاؤل الاستجابة الانتقالية لحركة سطح الذيل أو الاضطراب. وحالة الاستقرار لسقوط الجناح ومعدل الانحدار لحركة سطح ذيل (أو سطح رافع) معطاة ستتغير أيضًا، وبالتالي ستتغير قوة عصا القيادة لكل g على مدى مخطط حدود الطيران.

5.5.3 مثال محلول على دالة الانتقال q/η والاستجابة الانحدارية

Worked example on q/η transfer function and pitch response

البيانات الديناميكية الهوائية الواردة أدناه هي ذات قاعدة تمثيلية عريضة جدًا للطائرات القتالية التقليدية بالسرعات حول الصوتية. وهذه البيانات قد تم

اشتقاقها بعملية "الهندسة العكسية" من المعرفة "بكسب" (gearing) التحكم النموذجي في أنظمة تحكم الطيران (مثلاً حركة سطح التوجيه/g) واستجابات الفترة القصيرة الفعلية للطائرات بدلالة التردد الطبيعي غير المضاءل ونسبة التضاؤل.

والهدف من المثال المحلول هو لمحاولة تجميع أساسيات الديناميكا الهوائية ونظرية تحكُّم الطائرة التي تم تقديمها حتى الآن وتوضيح كيفية تطبيقها لإعطاء معرفة عن الاستجابة الانحدارية للطائرة، وأيضًا الحاجة إلى الاستقرار الآلي.

وقد تم العمل على البيانات والحسابات لتتطابق مع دقة التقديرات، كما تم تبسيط السلوك الديناميكي الهوائي كثيرًا، وتم إهمال التأثيرات الانضغاطية، الخ.

في الحقيقة، بيانات الاشتقاق الديناميكية الهوائية الضرورية ستكون متوفرة عادة. والمثال المحلول أدناه قد تم تطويره لتوضيح بعض العلاقات والمبادئ الديناميكية الهوائية.

بيانات الطائرة **Aircraft Data**

كتلة الطائرة m = 25,000 kg (55,000 باوند)

السرعة الأمامية U = 250 m/s (500 عقدة تقريبًا)

عزم القصور الذاتي حول محور الانحدار I_y = 6×10^5 kg m^2

عزم الانحدار نتيجة السقوط M_α = 2×10^7 Nm/radian

ذراع عزم سطح الذيل l_t = 8 m

سقوط الجناح/g: 1.6^o زيادة في سقوط الجناح عند 500 عقدة تُنتِج تسارعاً عمودياً 1g

زاوية سطح الذيل/g: 1^o حركة زاويّة لسطح الذيل تُنتِج تسارعاً عمودياً 1g عند 500 عقدة

أ- اشتق دالة انتقال q/η تقريبية مفترضًا أن السرعة الأمامية ثابتة.

ب- ما هو التردد الطبيعي غير المضاءل ونسبة التضاؤل للاستجابة الانحدارية للطائرة؟

ج- ما هي النسبة المئوية لتجاوز هدف الاستجابة الانتقالية لاضطراب أو لمُدخَلات التحكُّم؟

$$\frac{q}{\eta} = \frac{K(1+T_2 D)}{(D^2 + A_1 D + A_2)}$$

المطلوب هو اشتقاق K و T_2 و A_1 و A_2 من البيانات المعطاة.

التردد الطبيعي غير المضاءل، $\omega_0 = \sqrt{A_2}$، ونسبة التضاؤل، $\zeta = \frac{A_1}{2\sqrt{A_2}}$،

يمكن عندئذ حسابهما بمعرفة A_1 و A_2.

- **اشتقاق T_2**

الزيادة في رفع الجناح تساوي $Z_\alpha \alpha = m(ng)$

حيث (ng) تساوي التسارع العمودي

1.6^o تغيُّر في سقوط الجناح يُنتِج تسارعاً عمودياً $1g$ عند 500 عقدة.

وبالتالي $Z_\alpha\ 1.6/60 = m\ 10$

(بأخذ $1^o \approx 1/60$ radian و $g \approx 10\ \text{m/s}^2$)

أي أن $Z_\alpha = 375$ m

$T_2 = mU/Z_\alpha = m\ 250/375$ m

أي أن $T_2 = 0.67$ s

- **العلاقة بين M_q و M_η**

بافتراض سطح ذيل متحرك كاملاً

معدل الانحدار نتيجة تغيُّر زاوية سطح الذيل، $\eta = M_\eta \eta$

التغيُّر في سقوط سطح الذيل نتيجة معدل الانحدار، $q = l_t q/U$

عزم الانحدار نتيجة معدل الانحدار، $M_\eta\, l_t\, q/U = M_q q$

وبالتالي لسطح الذيل المتحرك بالكامل $M_q = l_t/U \cdot M_\eta$

$U = 8/250$ m/s و $l_t = 8$ m

$M_q = 8/250 \cdot M_\eta = 0.032\ M_\eta$

- **اشتقاق M_η و M_q**

التسارع العمودي $1g$ بسرعة أمامية 250 m/s تتوافق مع معدل انحدار يساوي 10/250 rad/s، أي 2.4^o/s تقريبًا (بأخذ $g = 10$ m/s^2)

1.6^o تغيُّر في سقوط الجناح يُنتِج تسارعاً عمودياً $1g$، ويتطلب حركة زاوية لسطح الذيل 1^o

وبالتالي في حالة الاستقرار (المعرَّفة بالملحق ss)، فإن $M_\eta \eta_{ss} = M_\alpha \alpha_{ss} = M_q q_{ss}$.

بالعمل بالدرجات، فإن $M_\eta \cdot 1 = (2\times10^7\times1.6)+(0.032\ M_\eta\times2.4)$

وبالتالي $M_\eta = 3.5\times10^7$ Nm/rad

و $M_q = 0.032\times3.5\times10^7$ Nm/rad per s

أي أن $M_q = 1.1\times10^6$ Nm/rad per s

- **اشتقاق T_1**

$$T_1 = \frac{6\times10^5}{1.1\times10^6}$$

أي أن $T_1 = 0.55$ s.

- **اشتقاق معامل A_1**

$$A_1 = \frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2} = \frac{1}{0.55} + \frac{1}{0.67}$$

أي أن $A_1 = 2.3$.

- **اشتقاق معامل A_2**

$$A_1 = \frac{M_\alpha}{I_y} + \frac{1}{T_1 T_2} = \frac{2\times 10^7}{6\times 10^5} + \frac{1}{0.55\times 0.67}$$

أي أن $A_2 = 36$.

- **اشتقاق K**

$$K = \frac{M_\eta}{I_y T_2} = \frac{3.5\times 10^7}{6\times 10^5 \times 0.67}$$

أي أن $K = 87$.

وبالتالي:

$$\frac{q}{\eta} = \frac{87(1+0.67D)}{(D^2 + 2.3D + 36)}$$

بالفحص فإن $\omega_0^2 = 36$.

- أي أن $\omega_0 = 6$ rad/s (0.95 Hz)

$\zeta = 2.3/(2\times 6)$

- أي أن $\zeta = 0.2$ تقريبًا

من فحص استجابات نظام الدرجة الثانية في الشكل (32.3)، فإن النسبة المئوية لتجاوز هدف الاستجابة للاضطراب أو لمُدخَل التحكم هي فقط فوق 50 في المئة.

- **مُرشّح للاستقرار الآلي**

هذه البيانات سوف تُستخدَم في مثال محلول على الاستقرار الآلي في القسم 8.3.

6.3 التحكُّم الجانبي Lateral control

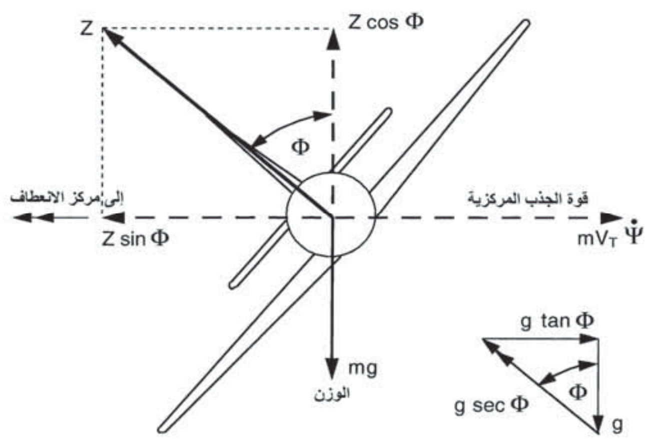
1.6.3 التحكُّم بالسطح العاطف والميل الجانبي للانعطاف

Aileron control and bank to turn

الوسائل الأساسية للتحكُّم بالطائرة في المستوى الجانبي هي الأسطح العاطفة (كما هو مبيّن الشكل (15.3)). وهذه تم تحريكها تفاضليًا لزيادة الرفع على أحد الجناحين وخفضه على الجناح الآخر، مما تؤدي إلى إيجاد عزم دحرجة بحيث يمكن إمالة الطائرة جانبيًا لتنعطف.

تميل الطائرة جانبيًا لتنعطف بحيث يمكن لمُركِّبة رفع الجناح أن توفر قوة الجذب المركزية الضرورية نحو مركز الانعطاف لكي تغيِّر من خط طيران الطائرة (انظر الشكل (33.3)). تسارع الجذب المركزي الناتج يساوي (سرعة الطائرة) × (معدل الانعطاف)، أي $V_T\dot{\Psi}$. وتسارع الجذب المركزي هذا يؤدي إلى قوة قصور ذاتي يتم معاناتها في الاتجاه العكسي، أيْ قوة طرد مركزية.

في انعطاف الميل الجانبي المستقر المنعدم من الانزلاق الجانبي، فإن محصلة القوة التي يعانيها الطيار هي حاصل جمع متجه قوة الجاذبية وقوة الجذب المركزية وهي في اتجاه عمودي للأجنحة، وبالتالي فإن الطيار لا يعاني قوى جانبية.



الشكل (33.3): القوى المؤثرة في الانعطاف.

الميل الجانبي للانعطاف بالتالي أساسي للتحكم الفعال والمناورة في المستوى الجانبي بسبب قوى الرفع الكبيرة التي يمكن توليدها بواسطة الأجنحة. وقوة الرفع يمكن أن تكون بمقدار تسعة أضعاف وزن الطائرة في حالة الطائرات القتالية الحديثة. والمركِّبة الكبيرة الناتجة للجذب المركزي بالتالي تتيح تنفيذ انعطافات ذات g عالية ونصف قطر صغير.

بالرجوع إلى الشكل (33.3)، المركِّبة الأفقية لقوة الرفع تساوي $Z\sin\Phi$. بمساواة هذه بتسارع الجذب المركزي نحصل على:

$$Z\sin\Phi = mV_T\dot{\Psi}$$

والمركِّبة العمودية لقوة الرفع تساوي $Z\cos\Phi$. بمساواة هذه بوزن الطائرة نحصل على:

$$Z\cos\Phi = mg$$

ومنهما نحصل على:

$$\tan\Phi = \frac{V_T\dot{\Psi}}{g} \qquad (3.66)$$

وبالتالي، فإن التسارع نحو مركز الانعطاف يساوي $g\tan\Phi$.

بالرجوع إلى الرسم المتجهي الجانبي في الشكل (33.3)، مركِّبة التسارع العمودي تساوي $g\sec\Phi$. وبالتالي، فإن الانعطاف بميل جانبي بزاوية 60° يؤدي إلى تسارع جذب مركزي قدره $1.73g$ وتسارع عمودي $2g$. عند السرعة الأمامية 100 متر/ث (200 عقدة تقريبًا) فإن معدل الانعطاف المقابل سيكون 10.4° لكل ثانية.

الرفع المطلوب من الأجنحة يزداد مع التسارع العمودي، والزيادة المصاحبة في السَّحب تتطلب دفع محرك إضافي إذا كانت السرعة الأمامية سيتم

الحفاظ عليها في الانعطاف. وإمكانية تنفيذ انعطاف ذي g عالٍ، بالتالي يتطلب دفع محرك عالي/نسبة وزن للطائرة.

لتنفيذ انعطاف إحداثي بدون انزلاق جانبي يتطلب تشغيل جميع مجموعات أسطح التوجيه الثلاثة، أيْ الأسطح العاطفة، وسطح الذيل (أو السطح الرافع)، وإلى حد ما الدفة. كما أنه من الضروري تشغيل محرك خانق/خوانق المحرك (engine throttles) للتحكُّم بدفع المحرك. يقوم الطيار أولاً بدفع عصا القيادة إلى الجوانب لتحريك الأسطح العاطفة بحيث تتدحرج الطائرة، ومعدل الدحرجة يعتمد على حركة عصا القيادة. ويتم كبح معدل الدحرجة بتمركز عصا القيادة عندما تتحقق زاوية الميل الجانبي المطلوبة لمعدل الانعطاف. يقوم الطيار أيضًا بسحب عصا القيادة إلى الخلف بلطف من أجل انحدار الطائرة لزيادة سقوط الجناح، وبالتالي رفع الجناح لإيقاف الفقد في الارتفاع وتوفير قوة الطرد المركزية اللازمة لانعطاف الطائرة. ويتم أيضًا تطبيق ضغط بسيط على دواسات الدفة بحسب الطلب لمواجهة عزم الانعراج المتكون بواسطة السَّحب التفاضلي للأسطح العاطفة. كما يتم أيضًا تحريك الخوانق بحسب الضرورة لزيادة دفع المحرك لمواجهة الزيادة في السَّحب الناتج من الزيادة في الرفع، وبالتالي الحفاظ على السرعة الجوية.

ديناميكية استجابة الطائرة لأوامر الدحرجة معقدة وسيتم تغطيتها لاحقًا في القسم 4.6.3. وعلى أيّة حال، يمكن اكتساب معرفة أولية من خلال إجراء الفرضية التبسيطية لحركة الدحرجة الخالصة كما يلي.

الحركة الزاويّة للأسطح العاطفة من موضع التوازن، ξ، تُنتِج عزم دحرجة تساوي $L_\xi \xi$، حيث L_ξ مشتق عزم الدحرجة نتيجة الحركة الزاويّة للسطح العاطف. وهذا يكون متضادًا بواسطة عزم دحرجة نتيجة معدل الدحرجة (ارجع إلى القسم 3.4.4.3 والشكل (23.3)) الذي يساوي $L_p p$. معادلة الحركة هي بالتالي:

$$L_\xi \xi + L_p p = I_x \dot{p} \tag{3.67}$$

حيث I_x عزم القصور الذاتي للطائرة حول محور الدحرجة.

ويمكن كتابة هذه المعادلة على الصورة:

$$(1+T_R D)\,p = \frac{L_\xi}{L_p}\cdot \xi \qquad (3.68)$$

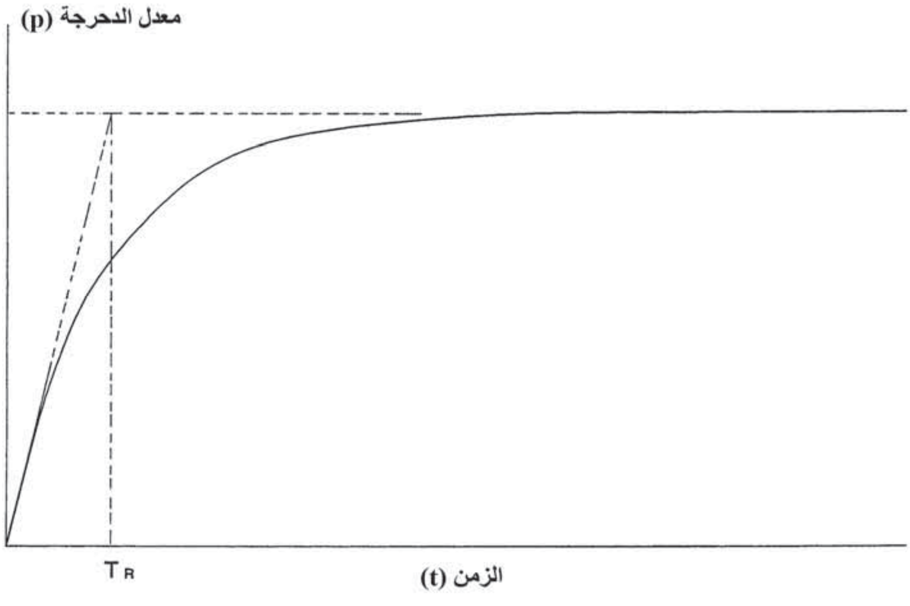
حيث T_R الثابت الزمني لاستجابة الدحرجة ويساوي $(I_x/-L_p)$ (لاحظ أن L_p سالبة).

وهذا هو نظام كلاسيكي من الدرجة الأولى والحل الانتقالي له هو $p = Ae^{-t/T_R}$ ، حيث A ثابت يتحدد من خلال الشروط الابتدائية.

وللمُدخَل التدرُّجِي لزاوية السطح العاطف ξ_i تعطى الاستجابة على النحو التالي:

$$p = \frac{L_\xi}{L_p}\left(1-e^{-t/T_R}\right)\xi_i \qquad (3.69)$$

وهذا موضح في الشكل (34.3).



الشكل (34.3): استجابة معدل الدحرجة.

يمكن ملاحظة أن التغيُّرات في المشتقتين L_p و L_ξ على مدى مخطط حدود الطيران ستؤثر في كلٍّ من سرعة الاستجابة وحالة استقرار معدل الدحرجة لحركة سطح عاطف معطاة. الجدير بالذكر أن المختصين في الديناميكا الهوائية يشيرون أيضًا إلى استجابة الدحرجة بالخمود لأنها تصف الاضمحلال الأسِّي بعد اضطراب معدل الدحرجة.

2.6.3 التحكُّم بالدفة Rudder control

حركة الدفة تخلق كلاً من القوة الجانبية وعزم الانعراج. وعملية التحكم المبذولة بواسطة الدفة تُستخدَم بالتالي لما يلي:

أ- لمواجهة عزم الانعراج نتيجة حركة الأسطح العاطفة لميل الطائرة جانبيًا للانعطاف، كما شُرح سابقًا.

ب- لمواجهة حركة الانزلاق الجانبي.

ج- لمواجهة عزوم الانعراج غير المتناسقة الناتجة، مثلاً من فقد قدرة المحرك في حالة الطائرات المتعددة المحركات أو حمل مخازن/أسلحة غير متناسقة في حالة الطائرات القتالية (أو كليهما).

د- للتنفيذ المتعمَّد لمناورة انزلاق جانبي. عزم الانعراج المتكون بواسطة حركة الدفة سيؤدي إلى تكوُّن زاوية سقوط انزلاق جانبي، β، وهذه ستؤدي إلى قوة جانبية من جوانب بدن الطائرة والزعنفة (انظر الشكل (21.3)). تتيح القوة الجانبية إجراء انعطاف انزلاقي جانبي مسطَّح. ومع ذلك، التسارعات الجانبية التي يتم معاناتها في الانعطافات المسطَّحة غير مريحة للطيار (أو الطاقم والركاب في ذلك الشأن). وفي أيّ حال، مقدار الرفع الجانبي الذي يمكن توليده بواسطة الزعنفة وجوانب بدن الطائرة سيتيح فقط إجراء انعطافات مسطَّحة عريضة جدًا بشكل عام.

ه- لانطلاق زاوية الانجراف (drift angle) مباشرة قبل لمس الأرض عند تنفيذ هبوط متعامد مع الريح. وهذا الإجراء هو لكبح أيّ حركة جانبية

بالنسبة إلى المَدْرج وبالتالي تفادي القوى الجانبية المؤثرة في عجلات الهبوط (undercarriage) عند لحظة لمس الأرض.

الاستقرار الاتجاهي في المستوى الجانبي يتم توفيره بواسطة الزعنفة والدفة. وبالرجوع إلى الشكل (21.3)، فإن سرعة الانزلاق الجانبي، v، بالمحور الخلفي والأمامي للطائرة عند زاوية سقوط، β، إلى متجه سرعة الطائرة (أو سرعة الهواء النسبية)، V_T، تؤدي إلى تطوُّر قوة جانبية. وكما شُرِح سابقًا، فإن السرعة الجانبية تميل إلى اصطفاف الطائرة مع سرعة الهواء النسبية بنفس الطريقة التي تتم في دوّارة الرياح.

3.6.3 الحركة الانعراجية قصيرة الفترة

Short period yawing motion

حركة دوّارة الرياح هذه يمكن أن تؤدي إلى حركة تذبذبية متضائلة بشكل طفيف تحت ظروف طيران معيّنة نتيجة القصور الذاتي للطائرة، إذا كان عزم تضاؤل معدل الانعراج صغيرًا. وتحليل هذه الحركة يمكن تبسيطها بافتراض حركة انعراجية خالصة وإهمال الاقتران المتبادَل للحركة الانعراجية بحركة تدحرجية (والعكس). واتجاه متجه سرعة الطائرة أيضًا يتم افتراضه بأنه غير متغيِّر.

(تجدر الإشارة إلى أن الاستجابة الجانبية المأخوذة لتأثيرات الاقتران المتبادَل للدحرجة/الانعراج سيتم تغطيته لاحقًا في القسم 4.6.3). بالرجوع إلى الشكل (21.3)، يمكن ملاحظة أن:

سرعة الانزلاق الجانبي $v = V_T \sin\beta = V_T\,\beta$ (لأن β زاوية صغيرة) $= V_T\,\psi$ لأن $\beta=\psi$ وتساوي التغيُّر المتزايد في زاوية الاتجاه (أو الانعراج).

وبالتالي فإن عزم الانعراج نتيجة الانزلاق الجانبي يساوي $N_v V_T \psi$.

يجب ملاحظة أنه بشكل عام، زاوية الانعراج ψ لا تساوي زاوية سقوط الانزلاق الجانبي β، فزاوية الانعراج هي زاوية في المستوى الجانبي بين المحور

الخلفي والأمامي للطائرة والاتجاه الأصلي للحركة. والزاويتان تتساويان فقط عند عدم تغيُّر اتجاه متجه سرعة الطائرة.

والعزوم المؤثرة حول مركز الثقل هي:

1- عزم الانعراج نتيجة الانزلاق الجانبي يساوي $N_v V_T \psi$.

2- عزم الانعراج نتيجة سرعة الانزلاق يساوي $N_r r = N_r \dot{\Psi}$.

ومعادلة الحركة هي:

$$N_v V_T \Psi = N_r \dot{\Psi} = I_z \ddot{\Psi} \qquad (3.70)$$

حيث I_z عزم القصور الذاتي حول محور الانعراج. أي أن:

$$\left(D^2 + \frac{-N_r}{I_z} D + \frac{-N_v}{I_z} V_T \right) \Psi = 0 \qquad (3.71)$$

لاحظ أن كِلا المشتقتين N_r و N_v سالبتان.

وهذا هو نظام من الدرجة الثانية بتردد طبيعي غير مضاءل $\omega_0 = \sqrt{\frac{N_v V_T}{I_z}}$ ونسبة تضاؤل $\zeta = \frac{1}{2} \frac{N_r}{\sqrt{N_v V_T I_z}}$.

فترة الذبذبة $(2\pi / \omega_0)$ ونسبة التضاؤل كلاهما يتناسبان عكسيًا مع الجذر التربيعي للسرعة الأمامية، أيْ $\sqrt{V_T}$. وبهذا فإن زيادة السرعة تؤدي إلى قِصَر الفترة وأيضًا إلى خفض التضاؤل. وفترة الذبذبة هي في حدود 3 إلى 10 ثواني.

هذه الفترة القصيرة للحركة الانعراجية يمكن أن تتضاءل بشكل فاعل آليًا بواسطة نظام الاستقرار الآلي لمحور الانعراج (أو مضائل الانعراج) وسيتم تغطية هذا في في القسم 7.3.

في الحقيقة، يمكن أن يكون هناك اقتران متبادَل كبير بين الحركة الانعراجية والتدحرجية، والحركة التذبذبية الانعراجية يمكن أن تؤدي إلى حث حركة تذبذبية مقابلة حول محور الدحرجة بفرق طور 90^o تُعرَف باسم "الدحرجة الهولندية"

(Dutch roll). (سمِّيَت نسبة إلى المشية التدحرجية–الانعراجية لهولندي سكران). والنسبة بين سعة الحركة التدحرجية إلى الحركة الانعراجية تُعرف باسم "نسبة الدحرجة الهولندية" (Dutch roll ratio) ويمكن أن تتجاوز الوحدة، وعلى وجه الخصوص بالطائرات ذات الزوايا الكبيرة للامتداد التراجعي للجناح.

4.6.3 حركة الدحرجة–الانعراج–الانزلاق الجانبي المُجمَّعة

Combined roll–yaw–sideslip motion

الاقتران المتبادَل والتفاعلات بين الحركة التدحرجية، والانعراجية، والانزلاق الجانبي والعزوم والقوى الناتجة قد شُرِحَت في القسم 2.4.4.3. والتفاعلات بين الدفة وتحكمات الأسطح العاطفة قد تم الإشارة إليها أيضًا.

معادلات الحركة في المستوى الجانبي بعد اضطرابات صغيرة من طيران مستقيم ومستوٍ قد ذُكِرت في القسم 5.4.3، في المعادلات (3.37)، و(3.38)، و(3.39) على التوالي.

والحل لهذه المجموعة الجانبية المبسَّطة من المعادلات بدلالة الاستجابة الانتقالية لاضطراب والاستقرار الناتج هو معادلة تفاضلية من الدرجة الخامسة. وهذه يمكن تحليلها عادة إلى جدرين مركَّبين وثلاثة جذور حقيقية كما هو مبيَّن أدناه.

$$\left(D^2+2\zeta\omega_0 D+\omega_0^2\right)\left(D+\frac{1}{T_R}\right)\left(D+\frac{1}{T_Y}\right)\left(D+\frac{1}{T_{Sp}}\right)x=0$$

حيث x تشير إلى أي من المتغيّرات v، p، r.

الحل الانتقالي هو على الصورة:

$$x=A_1e^{-\zeta\omega_0 t}\sin\left(\sqrt{1-\zeta^2}\cdot\omega_0 t+\phi\right)+A_2e^{-t/T_R}+A_3e^{-t/T_Y}+A_4e^{-t/T_{Sp}}$$

حيث A_1، $ø$، A_2، A_3، A_4 ثوابت تتحدد بواسطة الشروط الابتدائية.

والحد التربيعي يصف حركة الدحرجة الهولندية بتردد طبيعي غير مضاءل ω_0 ونسبة تضاؤل ζ، وT_R تصف خمود حركة الدحرجة و T_Y خمود حركة الانعراج.

T_{Sp} عادة سالبة وهي الثابت الزمني للانحراف اللولبي (spiral divergence) البطيء. وهي أيضًا قياس للسرعة والتي بها إذا اضطُرِبَت الطائرة فإنها ستتدحرج وتنعرج إلى غطس لولبي نتيجة عزم الدحرجة المتكون بواسطة معدل الانعراج. الثابت الزمني لهذا الانحراف اللولبي هو في حدود 0.5 دقيقة إلى دقيقة واحدة، ويتم تصحيحه بسهولة بواسطة الطيار (أو الطيار الآلي).

7.3 تحكُّمات الطيران بواسطة القدرة Powered flying controls

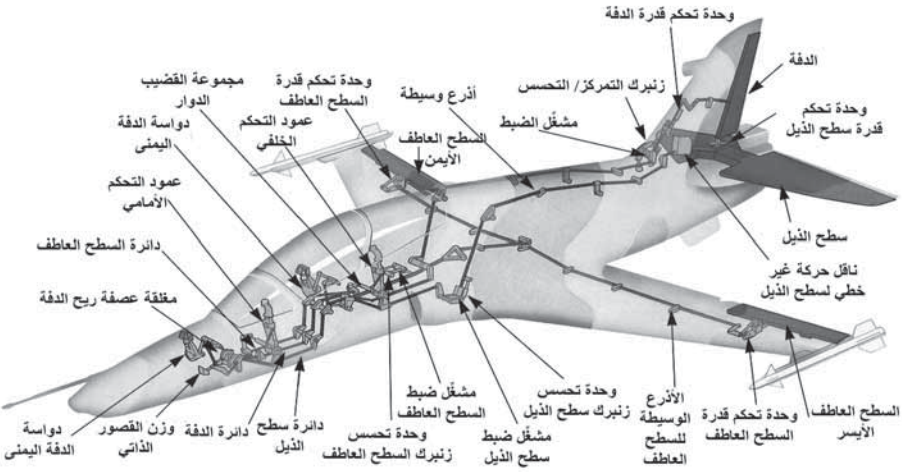
1.7.3 المقدمة Introduction

من المناسب عند هذه المرحلة إدخال موضوع تحكُمات الطيران بواسطة القدرة ذات الإشارة الميكانيكية (mechanically signaled powered flying controls) لأنه مرتبط بالقسم 8.3 الذي يناقش موضوع "أنظمة الاستقرار الآلي"، وأيضًا بالفصل الرابع الذي يناقش موضوع "التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك".

القوى المطلوبة لتحريك أسطح التوجيه لطائرة نفاثة تصبح كبيرة جدًا عند السرعات العالية وهي عالية جدًا لتنفيذها يدويًا. وأسطح التوجيه بالتالي يتم تشغيلها بالكامل بواسطة القدرة بدون أيّ عكس ميكانيكي؛ والمشغِّلات (actuators) يجب أيضًا أن تكون لاعكوسة (irreversible) لتفادي مشاكل الارتعاش (flutter).

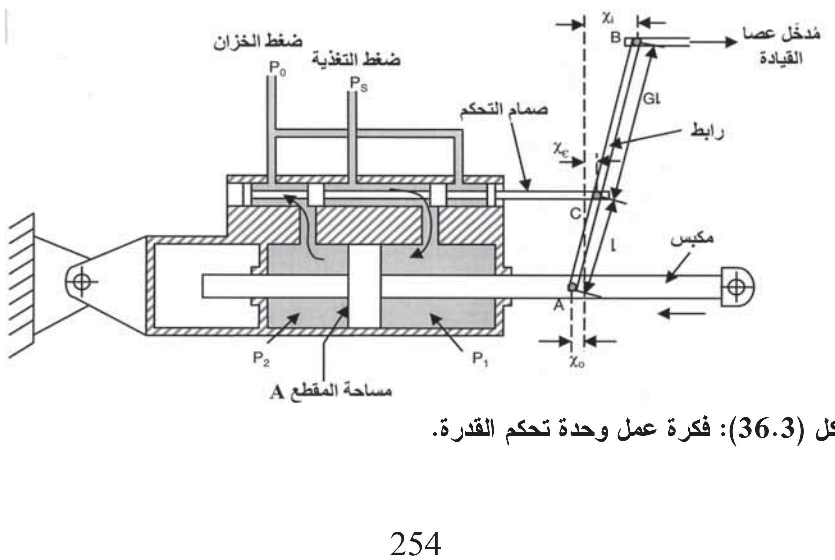
أنظمة تشغيل المؤازر الآلي الهيدروليكي التي تحرِّك أسطح التوجيه الرئيسية تُعرَف باسم وحدات تحكم القدرة ((power control units (PCU)). ووحدة تحكم القدرة أيضًا جزء من نظام تحكُّم الطيران بواسطة الأسلاك؛ وهناك، على أيّة حال، عدد من التعديلات المطلوبة لتكييف وحدة تحكم القدرة للاستخدام في نظام الطيران بواسطة الأسلاك، كما سيتم شرحه في هذا الفصل.

يبيّن الشكل (35.3) نظام تحكُّم الطيران بالإشارة الميكانيكية من شركة BAE SYSTEMS لطائرات Hawk لإعطاء صورة عن نظام نموذجي.



الشكل (35.3): نظام تحكُّم الطيران بالإشارة الميكانيكية (بترخيص من BAE SYSTEMS).

ويبيّن الشكل (36.3) رسماً توضيحياً لفكرة عمل وحدة تحكم القدرة. حركة عمود التحكم (أو قضيب الدفة) يتم نقلها خلال القضبان والروابط الميكانيكية إلى صمام تحكم المؤازر الآلي لوحدة تحكم القدرة. الإزاحة الناتجة لصمام التحكم تسمح للضغط العالي للمائع الهيدوليكي بالتأثير في أحد جانبي مكبس المشغِّل، بينما الجانب الآخر للمكبس متصل بضغط العادم (أو الخزّان) للتغذية الهيدروليكية.



الشكل (36.3): فكرة عمل وحدة تحكم القدرة.

يتحرك المكبس وهذه الحركة يعاد تغذيتها من خلال وصلة ميكانيكية بحيث تقفل الصمام. يتبع مشغِّل المكبس بالتالي حركة عمود التحكم بتخلُّف بسيط – آلية مؤازِر آلي من النوع المتتبِع البسيط. القسم الفرعي التالي يشرح بتفصيل أكبر وحدة تحكم القدرة مع اشتقاق دالة انتقالها.

الضغط الهيدروليكي النموذجي لوحدة تحكم القدرة هو 200 bar أو 20 MPa (3000 psi)، بحيث يمكن للمشغِّل بذل قوة بعدة أطنان، وهذا يعتمد على مساحة مقطع المكبس. القوى المطلوبة لتحريك صمام وحدة تحكم القدرة صغيرة – في حدود الكيلوجرام أو أقل. ويمكن للطيار، على أيّة حال، بذل قوة 50 kg على صمام تحكم المؤازر الآلي، إذا تطلب الأمر، للتغلب على الصمام المتصلب. وعلى الرغم من أن هذا حادث غير محتمل جدًا، إلا أن سلطات الصلاحية للطيران تستشهد بحالة قطعة سلك الإقفال الذي تجاوز مرشح الزيت وأدى إلى تصلب صمام التحكم. قوة 50 kg تعتبر كافية للقص خلال مثل هذا العائق؛ وبالتالي المَقارِن الضخمة نسبيًا، أو أعمدة التحكم، والميزة الميكانيكية المبنية في نظام قضيب الربط/التحكم هي لتمكين الطيار من بذل مثل هذه القوى.

تَستخدِم وحدة تحكم القدرة ترتيبًا ترادفيًا للمشغِّلات وصمامات تحكم المؤازر الآلي التي يتم تشغيلها من مغذِّيَيْن هيدروليكيين مستقلين تمامًا لتلبية متطلبات الأمان والسلامة. ووحدات تحكم القدرة بالإشارة الميكانيكية هي أنظمة موثوقة جدًا وقد جَمَعت خبرة تشغيل واسعة، حيث يتم تركيبها عالميًا في الطائرات العسكرية الحديثة والطائرات النفاثة المدنية.

2.7.3 دوال انتقال وحدة تحكم القدرة PCU transfer functions

بالرجوع إلى الشكل (36.3)، حركة عصا القيادة، x_i، تؤدي إلى دوران الرابط AB حول محور A. وهذا يُنتِج حركة صمام تساوي $\frac{l}{Gl+l}\cdot x_i$، أي $\frac{1}{G+1}\cdot x_i$.

وبمجرد أن تفتح بوابات صمام المِكَب، يمر التدفق إلى المكبس الذي يبدأ بالتحرك في الاتجاه المضاد. وهذا يجعل الرابط إلى الدوران حول محور B

ويؤدي إلى حركة صمام تساوي $\frac{Gl}{Gl+l}\cdot x_0$، أي $\frac{G}{G+1}\cdot x_0$، حيث x_0 إزاحة المشغِّل. وبهذا، فإن صافي فتحة الصمام، x_ε، تعطى بالعلاقة:

$$x_\varepsilon = \frac{1}{G+1}(x_i - Gx_0) \qquad (3.72)$$

(حيث G كسب عصا القيادة–إلى–المشغِّل).

العلاقة بين سرعة المكبس، $\dot{x}_0$، وفتحة الصمام، x_ε، يمكن اشتقاقها على النحو التالي، من خلال وضع الافتراضات التالية:

أ– صمام المكب له بوابات مربعة بمساحات متساوية بحيث إن مساحة بوابة الصمام غير المغطاة، a، تتناسب طرديًا مع إزاحة صمام المكب، x_ε، من الموضع المغلق، أي $a = K_1 x_\varepsilon$، حيث K_1 ثابت يعتمد على أبعاد الصمام.

ب– المائع الهيدروليكي يُفترَض بأنه غير قابل للانضغاط.

ج– القوى الخارجية المؤثرة في المكبس صغيرة، أي أن المكبس غير محمول، والقصور الذاتي لسطح التوجيه يمكن إهمالها. (عزوم دوران (torques) القصور الذاتي للحمل بشكل عام صغيرة نوعًا ما مقارنة بعزم دوران المشغِّل الذي يمكن بذله).

د– ضغط العادم (أو الخزان)، P_0، للمغذي الهيدروليكي هو عادة الضغط الجوي، وهو صغير مقارنة بضغط التغذية، P_s، بحيث يمكن إهمال P_0.

ويمكن التوضيح بواسطة معادلة برنولي (Bernouilli) أن السرعة، V، للمائع المتدفق خلال فتحة يتناسب طرديًا مع الجذر التربيعي لفرق الضغط عبر الفتحة، أي أن:

$$V = K_2\sqrt{\text{فرق الضغط}}$$

حيث K_2 ثابت يعتمد على كثافة المائع والذي يأخذ في الاعتبار الفقد عند الفتحة (معامل التفريغ).

التدفق خلال الفتحة هو $Q = aV$. وبالتالي، التدفق إلى المشغِّل هو $K_1 K_2 x_\varepsilon \sqrt{P_s - P_1}$.

والتدفق من المشغِّل إلى العادم يساوي $K_1 K_2 x_\varepsilon \sqrt{P_2 - P_0} = K_1 K_2 x_\varepsilon \sqrt{P_2}$، لأن P_0 افتُرِض بأنه يساوي صفر.

التدفقات إلى ومن المشغِّل متساوية بحيث إن $P_2 = (P_s - P_1)$، وبإهمال الأحمال الخارجية والقصور الذاتي للحمل فإن $P_1 A = P_2 A$، حيث A مساحة مقطع المكبس. وبالتالي، $P_1 = P_2 = {P_s}/{2}$.

والتدفق خلال فتحات الصمام، Q، يساوي تدفق الإزاحة المتكون بواسطة حركة المكبس، أي أن $Q = A\dot{x}_0$. ومنه فإن $A\dot{x}_0 = K_1 K_2 \sqrt{{P_s}/{2}} \cdot x_\varepsilon$، أي أن:

$$\dot{x}_0 = K_v x_\varepsilon \qquad (3.73)$$

حيث K_v ثابت سرعة المشغِّل $K_1 K_2 \dfrac{\sqrt{P_s}}{A\sqrt{2}}$. وبتعويض x_ε من المعادلة (3.72) نحصل على:

$$x_0 = K_v \frac{1}{G+1}(x_i - Gx_0) \qquad (3.74)$$

ومنه نحصل على:

$$\frac{x_0}{x_i} = \frac{1}{G} \cdot \frac{1}{(1 + T_{Act} D)} \qquad (3.75)$$

حيث T_{Act} الثابت الزمني للمشغِّل ويساوي $\dfrac{(G+1)}{GK_v}$. وبهذا، فإن دالة انتقال المشغِّل هي دالة تخلُّفية بسيط من الدرجة الأولى.

القيم النموذجية للثابت الزمني لوحدة تحكم القدرة هي في حدود 0.1 s. وهذا يتوافق مع عرض حزمة (3dB− إلى أسفل) 1.6 Hz تقريبًا (10 rads/sec).

تخلُّف الطور عند 1 Hz غالبًا ما يُستخدَم كمقياس لأداء المشغِّل وستكون 32^o في الحالة المذكورة أعلاه.

8.3 أنظمة الاستقرار الآلي Auto-stabilisation systems

1.8.3 أنظمة الاستقرار الآلي محدودة السيطرة

Limited authority auto-stabilisation systems

الحاجة المحتملة إلى تحسين التضاؤل والاستقرار حول جميع المحاور الثلاثة قد أُشير إليها في الأقسام السابقة. وهذا يمكن تحقيقه بواسطة نظام استقرار آلي، أو كما يُشار إليها في بعض الأحيان، نظام تكبير الاستقرار.

أنظمة الاستقرار الآلي للانعراج مطلوبة في معظم الطائرات النفاثة لإخماد حركة انعراج الفترة القصيرة المتضائلة طفيفاً وحركة الدحرجة التذبذبية المرافقة نتيجة الاقتران المتبادَل للانعراج/الدحرجة المعروفة باسم حركة الدحرجة الهولندية التي يمكن أن تحدث على مدى أجزاء مخطط حدود الطيران (ارجع إلى القسم 4.6.3). في حالة الطائرات العسكرية، نظام مضائل الانعراج قد يكون ضرورياً لتوفير منصة مستقرة لتصويب الأسلحة لأن الطيار عادة غير قادر على التحكم بحركة انعراج الفترة القصيرة ويمكن، في الواقع، أن يخرج خارج الطور ويجعل الوضع أسوأ.

ونظام مضائل الانعراج هو نظام ضروري في معظم الطائرات النفاثة المدنية لأن حركة الفترة القصيرة غير المتضائلة قد تؤدي إلى عدم ارتياح كبير للركاب.

كما ورد سابقًا، نظام مضائل الانعراج قد يكون غير كاف في بعض الطائرات ذات الامتداد التراجعي بالأجنحة الكبيرة لإخماد تأثيرات الاقتران المتبادَل للانعراج/الدحرجة، ونظام مضائل الدحرجة (أو الاستقرار الآلي للدحرجة) قد يكون ضرورياً أيضًا. والتضاؤل المنخفض المحتمل لاستجابة انحدار الفترة القصيرة (ارجع إلى القسم 5.3) قد يتطلب أيضًا تركيب نظام مضائل الانحدار (أو الاستقرار الآلي

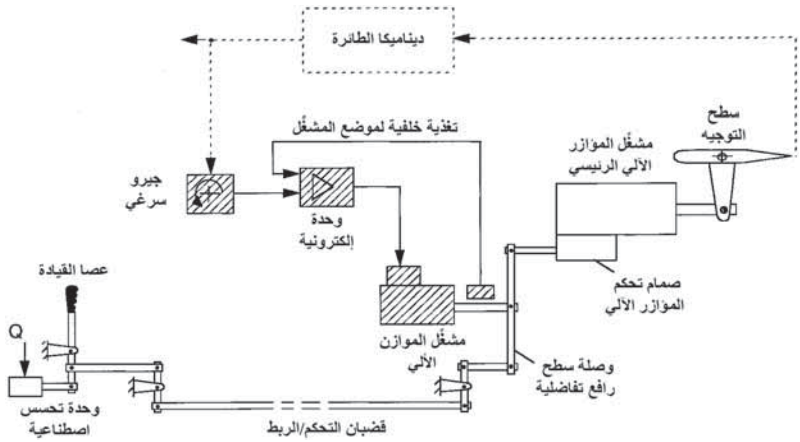
للانحدار). وبهذا، يتم تركيب أنظمة استقرار آلي ذات ثلاثة محاور في معظم الطائرات النفاثة العسكرية عالية الأداء، وفي العديد جدًا من الطائرات النفاثة المدنية.

ويُستخدَم نظام استقرار آلي محدود السيطرة ذو قناة واحدة في العديد من الطائرات التي لها استجابة مقبولة ولكن منحطة وتضاؤل طفيف نوعًا ما على مدى أجزاء مخطط حدود الطيران بدون استقرار آلي. «القناة الواحدة» تعني أنه لا يوجد نظام احتياطي أو موازٍ يقدم إمكانية البقاء من الفشل.

درجة التحكم، أو السيطرة، المبذولة بواسطة الاستقرار الآلي محدودة بحيث إنه في حال حدوث أي فشل في نظام الاستقرار الآلي، فإن الطيار يمكن أن يجتازها ويتخلص منها. السيطرة النموذجية لنظام الاستقرار الآلي محدودة لحركة سطح التوجيه وتوافق $\pm 5g$.

يبيّن الشكل (37.3) رسمًا توضيحيًا لنظام موازِن آلي بسيط. يتكون النظام من جيروسكوب سرعي يستشعر معدل الدوران الزاويّ للطائرة حول محور الاستقرار الآلي المزدوَج مع وحدة إلكترونية تتحكم بمشغِّل الاستقرار الآلي. يتحكم مشغِّل الاستقرار الآلي بمشغِّل المؤازر الآلي الرئيسي (مشغِّل سطح التوجيه) بالتوازي مع تحكم الطيار عن طريق آلية تفاضلية – عادة وصلة سطح رافع تفاضلية.

الحركة الزاويّة لسطح التوجيه هي بالتالي حاصل جمع مُدخَل عصا القيادة ومُخرَج الاستقرار الآلي. يقوم نظام الموازِن الآلي بتوليد حركة سطح التوجيه التي تتناسب مع معدل دوران الطائرة حول المحور المستقر، ومن ثم عزم تضاؤل يتناسب مع معدل الدوران الزاويّ للطائرة حول ذلك المحور. في الواقع، هو الحد الاصطناعي $N_r r$ أو $L_p p$ أو $M_q q$. وفي الحقيقة، الحد المضائل للاستقرار الآلي هو أكثر تعقيدًا من الحد البسيط (ثابت) × (معدل دوران الطائرة) بسبب عوامل مثل أداء مؤازر الاستقرار الآلي والحاجة إلى تفادي الرنين البنيوية المستثير، أيْ تأثير «الذيل الذي يهز الكلب» (وهو مثل يقصد به أن الجزء الصغير هو المسيطر على الجزء الرئيسي). هذا التأثير الأخير هو نتيجة القوة المبذولة بواسطة مشغِّل سطح التوجيه المؤثر مرة أخرى في هيكل الطائرة الذي له صلابة بنيوية محدودة.



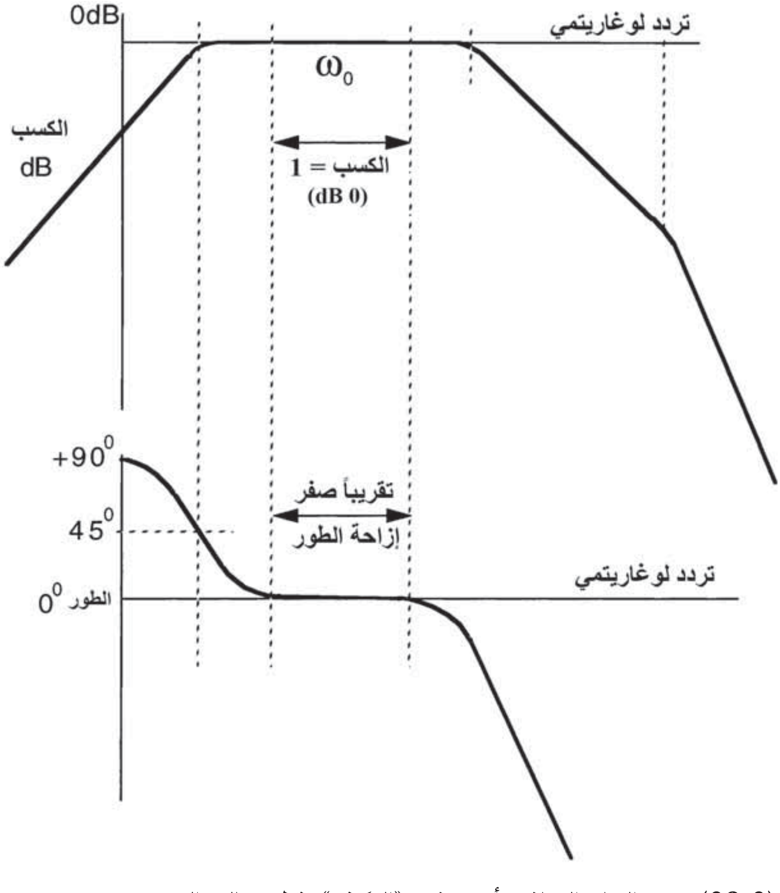
الشكل (37.3): نظام موازن آلي بسيط.

الالتواء الناتج لهيكل الطائرة يمكن استشعاره بواسطة المستشعر الجيروي السرعي للموازن الآلي (auto-stabiliser rate gyro sensor) ويتم إعادة تغذيته إلى المشغِّل، وبذلك يمكن أن يستثير النمط البنيوي للذبذبة، إذا كان الكسب عند ترددات النمط البنيوي عاليًا بما فيه الكفاية. وفي حالة أنظمة الاستقرار الآلي بكسب منخفض نسبيًا للموازن الآلي، فإنه يكفي بشكل عام توهين استجابة التردد العالي للموازن الآلي بمرشح قطع عالي التردد لتفادي الأنماط البنيوية. مصطلح كسب الموازن الآلي (auto-stabiliser gearing) يُعرَّف بأنه زاوية سطح التوجيه/درجة لكل ثانية لمعدل دوران الطائرة.

وبكسب أعلى للموازن الآلي، فقد يكون ضروريًا دمج "مرشحات ثَلْميَّة" (notch filters) توفر توهيناً عالياً عند ترددات الانثناء المعيّنة لنمط الجسم. (وهذا سيتم تغطيته بإيجاز في الفصل الرابع الذي يناقش "التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك").

معظم مضائلات الانعراج البسيطة المحددة السيطرة تقوم بتغذية إشارة مستشعر المعدل الزاويّ إلى مشغِّل الموازن الآلي من خلال "مرشح إمرار نطاقي" (band pass filter) بقَطْع عالي التردد (انظر الشكل (38.3)). يزداد توهين مرشح الإمرار النطاقي مع انخفاض التردد، ويصبح لانهائيًا عند التردد صفر (أيْ

تيار مباشر) وبذلك يمنع مشغِّل الموازِن الآلي من معارضة أوامر دفة الطيار أثناء معدل الانعطاف الثابت. (هذه الخاصية تُعرَف غالبًا باسم "صد التيار المباشر" dc blocking). تردد الحركة الانعراجية هي في مركز مدى ترددات الإمرار النطاقي. وإشارة مُخرَج مستشعر المعدل الزاويّ الناتجة من حركة انعراج الفترة القصيرة، بالتالي تمر خلال المرشح بدون توهين أو إزاحة في الطور، وبذلك فهي توفر الإشارة المطلوبة لمشغِّل الموازن الآلي لمضاءلة الحركة الانعراجية التذبذبية. (يجب ملاحظة أن هذا النوع من المرشحات في أنظمة تحكم الطيران غالبًا ما يُشار إليه باسم "مرشح الجَرْف" (wash-out filter)، وعلى وجه الخصوص في الولايات المتحدة، لأنه يقوم بفعالية "بجرف" استجابة التيار المباشر).



الشكل (38.3): صد التيار المباشر أو مرشح "الجَرف" بقطع عالي التردد.

التغيُّر في استجابة الطائرة وفعالية التحكم على مدى مخطط حدود الطيران قد يتطلب تحويل كسب الموازن الآلي كدالة في الارتفاع والسرعة الجوية إلى ربما اثنتين أو ثلاث قيم مختلفة.

1.1.8.3 "مثال محلول" على موازن آلي بسيط للانحدار

"Worked example" of simple pitch auto-stabiliser

ما يلي هو مثال محلول على التمثيل النموذجي لموازن آلي بسيط للانحدار لتوضيح كيفية إجراء الحسابات الأولية للحصول على قيمة تقديرية "لكسب" الموازن الآلي المطلوب باستخدام دوال الانتقال المشتقة في القسم 5.3 ("كسب" الموازن الآلي يُعرَّف بأنه زاوية سطح الذيل بالدرجات لكل درجة/ثانية لمعدل الانحدار). وتجدر الإشارة إلى أنه يتطلب برامج كمبيوتر معقدة جدًا للنمذجة والمحاكاة للحصول على قيم مثلى والأخذ في الاعتبار دالة انتقال أكثر تعقيدًا. على سبيل المثال:

أ- بعض المشتقات تكون قد أُهمِلَت.

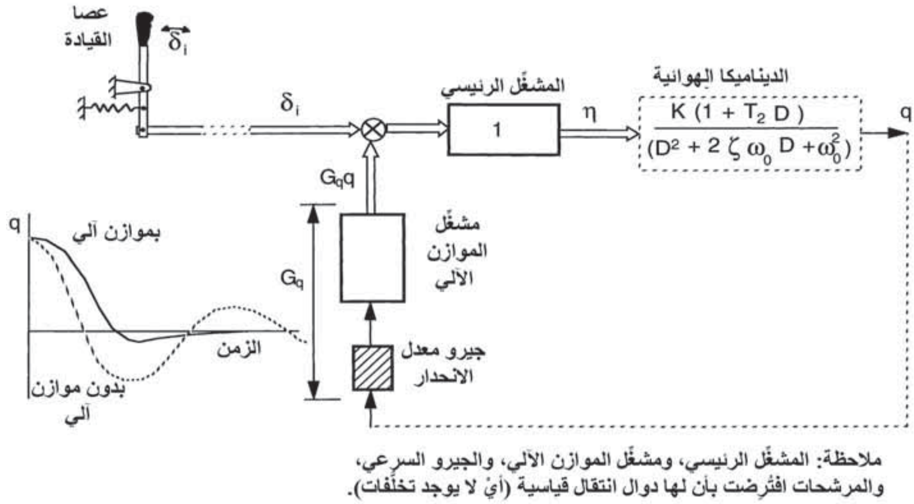
ب- التخلُّفات في استجابة المشغِّل تكون قد أُهمِلَت بالإضافة إلى أيّ سلوك غير خطي قد يتواجد.

ج- دوال الانتقال لأيّ مرشحات مطلوبة لتوهين شوشرة الجيرو السرعي وتفادي استثارة الرنين البنيوي تكون قد أُلغِيَت.

بالرجوع إلى القسم 4.5.3، دالة انتقال معدل الانحدار، q، إلى زاوية سطح الذيل، η، هي:

$$\frac{q}{\eta} = \frac{K(1+T_2D)}{(D^2+2\zeta\omega_0 D+\omega_0^2)}$$

حيث $T_2 = mU/Z_\alpha$ و $K = M_\eta / I_y T_2$.



الشكل (39.3): عروة الموازن الآلي للانحدار.

وبالرجوع إلى الشكل (39.3) (وإهمال التخلُّفات في مشغِّل الموازن الآلي، والمشغِّل الرئيسي، والجير، والمرشحات، الخ):

مُخرَج الاستقرار يساوي $G_q q$، وزاوية سطح الذيل تعطى بالعلاقة:

$$\eta = \delta_i - G_q q \qquad (3.76)$$

حيث G_q كسب الموازن الآلي و δ_i مُدخَل عصا القيادة. مما سبق نحصل على:

$$q = \frac{K(1+T_2 D)}{(D^2 + 2\zeta\omega_0 D + \omega_0^2)} \cdot (\delta_i - G_q q)$$

ومنها نحصل على:

$$[D^2 + (2\zeta\omega_0 + KT_2 G_q)D + (\omega_0^2 + KG_q)]q = K(1+T_2 D)\delta_i$$

المثال المحلول في القسم 2.5.3 يقدم بيانات استجابة الطائرة العادية بالقيم التالية:

$$K = 87$$

$$T_2 = 0.67$$

$$\omega_0 = 6 \text{ rad/s}$$

$$\zeta = 0.2$$

قيمة G_q المطلوبة لتحسين تضاؤل استجابة انحدار الطائرة لتتوافق مع نسبة انحدار 0.7 يتم اشتقاقها أدناه.

لنفترض أن $\omega_{0\text{stab}}$ و ζ_{stab} يُشيران إلى التردد الطبيعي غير المضاءل ونسبة التضاؤل للعامل الجذر التربيعي في دالة الانتقال q/δ_i للطائرة بموازن آلي للانحدار. وبالتالي:

$$\omega_{0\text{stab}}^2 = \omega_0^2 + KG_q$$

$$2\zeta_{\text{stab}}\omega_{0\text{stab}} = 2\zeta\omega_0 + KT_2G_q$$

$$\zeta_{\text{stab}} = 0.7$$

$$\therefore\ 2\times 0.7\times \omega_{0\text{stab}} = (2\times 0.2\times 6) + (87\times 0.67\times G_q)$$

ومنه:

$$\omega_{0\text{stab}} = 1.71 + 41.6\,G_q$$

وهذا يعني أن:

$$1734G_q^2 + 55\,G_q - 33 = 0$$

ومنه نجد أن $G_q = 0.12^{\text{o}}$ سطح الذيل/درجة لكل ثانية معدل انحدار. ومن ذلك فإن $\zeta_{\text{stab}} = 0.7$ و $\omega_{0\text{stab}} = 6.8\,\text{rad/s}$ تقريبًا.

ودالة الانتقال q/δ_i بالموازن الآلي هي بالتالي:

$$\frac{q}{\delta_i} = \frac{0.87\,(1 + 0.67D)}{(D^2 + 9.5D + 46)}$$

التحسين في التضاؤل مبيّن في الشكل (39.3). ويجب ملاحظة أن كسب العروة هو 0.29 فقط – وهو أقل بكثير مما يمكن استخدامه في عروة أمر معدل انحدار الطيران بواسطة الأسلاك.

2.8.3 أنظمة الاستقرار الآلي كاملة السيطرة

Full authority auto-stabilisation systems

في العديد من الأحوال، الأداء الديناميكي الهوائي وإمكانية المناورة لا يتوافقان على الدوام مع الاستقرارية والتضاؤل على مدى كامل مخطط حدود الطيران، ويمكن أن يؤديا إلى حلول وسطية محددة. وستكون هناك بالتالي حاجة إلى استقرار آلي كامل السيطرة على جزء من مخطط حدود الطيران (على النقيض من أنظمة السيطرة المحدودة المشروح أعلاه). ولأن النظام له سيطرة كاملة، فإن أيَ فشل قد يكون كارثياً، ولهذا فإن نظام بقاء من الفشل بمستوى وفرة ثلاثي (أو أعلى) يصبح ضرورياً.

مستوى الوفرة الثلاثي يعني ثلاثة أنظمة متماثلة مستقلة تمامًا من المستشعرات، والوحدات الإلكترونية (أو المتحكِّمات)، ووحدات المشغِّل بتغذيات كهربائية وهيدروليكية مستقلة.

يعمل النظام الثلاثي أساسًا على تصويت الأغلبية وفقًا لمبدأ "استثناء الشاذ". ولأن الأنظمة أو "القنوات" الثلاثة مستقلة تمامًا عن بعضها البعض، فإن احتمال فشل نظامين معًا في نفس اللحظة منخفض جدًا (عادة في حدود 10^{-6} لكل احتمال فشل ساعة). الفشل في القناة بالتالي يمكن الكشف عنه بالمقارنة العرضية بفصل القناتين "الجيدتين" والقناة الفاشلة تاركًا النظام عند مستوى وفرة ثنائي. سيتم مناقشة إعدادات وفرة البقاء من الفشل ببعض من التفاصيل في الفصل الرابع الذي يناقش موضوع "التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك"، وفي هذه المرحلة يكفي معرفة مفهوم الوفرة الثلاثية الأساسية.

والفشل الثاني يؤدي إلى حالة تعادُل مع مشغِّل الموازن الآلي الفاشل الذي يُعادَل بقناة "جيدة". والنتيجة هي حالة فشل سلبي ولا يتحرك سطح التوجيه.

الفلسفة التشغيلية مع مثل هذا النظام بعد الفشل الأول هي عادة تقليل الزمن للخطر عند المستوى الثنائي عن طريق، مثلاً، التباطؤ وربما النزول حتى بلوغ حالة سرعة وارتفاع يكون عندها الاستقرار الآلي غير أساسي.

كسب الموازن الآلي العالي نسبيًا المطلوب بالإضافة إلى متطلبات نظام البقاء من الفشل يؤدي إلى ما يُعرَف باسم نظام التحكُّم برحلة "الطيران بواسطة الأسلاك ذو أمر المناورة". وسيتم مناقشة هذا في الفصل الرابع.

قراءات إضافية — Further reading

Babister, A. W. *Aircraft Dynamic Stability and Response*. Oxford; New York: Pergammon Press, 1980.

Bertin, John J. and Michael L. Smith. *Aerodynamics for Engineers*. Englewood Cliffs, NJ: Prentice Hall, 1979.

Blakelock, John H. *Automatic Control of Aircraft and Missiles*. New York: Wiley, 1965.

Cook, M. V. *Flight Dynamics Principles*. London: Arnold; New York: J. Wiley, 1997.

Dommasch, Daniel O., Sydney S. Sherby [and] Thomas F. Connolly. *Airplane Aerodynamics*. New York: Pitman Pub. Corp.,1957.

Etkin, Bernard. *Dynamics of Atmospheric Flight*. New York: Wiley, 1972.

McLean, Donald. *Automatic Flight Control Systems*. Englewood Cliffs, NJ: Prentice Hall, 1990.

McRuer, Duane, Irving Ashkenas [and] Dunstan Graham. *Aircraft Dynamics and Automatic Control*. Princeton, NJ: Princeton University Press, 1973.

Nelson, Robert C., *Flight Stability and Automatic Control*. New York: McGraw-Hill, 1989.

Pratt, Roger W. (ed.). *Flight Control Systems Practical Issues in Design and Implementation*. Herts, UK: Institution of Electrical Engineers; Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000. (IEE Control Engineering Series; 57)

الفصل الرابع

التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك

Fly-By-Wire Flight Control

1.4 المقدمة Introduction

إن إدخال أنظمة التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك كان نقطة تحوّل تطويري في ارتقاء الطائرات لأنه مكَّن من إحراز تقدُّم تقني لم يكن ممكنًا إحرازه في السابق. وإحدى المزايا الفريدة لنظام الطيران بواسطة الأسلاك هي إمكانية استغلال إعدادات الطائرة التي تقدم كفاءة ديناميكية هوائية متزايدة، مثل الرفع الأكبر والسَّحب الأقل، ولكن على حساب الاستقرار الطبيعي المُخفَّض. وهذا يمكن أن يتضمن استقرارية سالبة، أي أن الطائرة تصبح غير مستقرة على جزء من مدى ظروف السرعة والارتفاع (أو مخطط حدود الطيران).

يقدِّم نظام الطيران بواسطة الأسلاك استقرارًا آليًا عالي السلامة للطائرات ليستعيض عن فَقْد الاستقرار الطبيعي، وبالتالي يتيح إنتاج طائرة أخف بأداء كلي أفضل مقارنة بالتصميم التقليدي. ويزوّد النظام أيضًا الطيار بتحكم جيد جدًا وخصائص سيطرة ثابتة نسبيًا على مدى مخطط حدود الطيران كاملاً وتحت جميع ظروف الحِمل. والمزايا الأخرى التي يمكن أن يقدمها نظام الطيران بواسطة الأسلاك هي التحكم في أمر المناورة، "والمناورة اللامبالية"، وأيضًا إلغاء التعقيد الحجمي والميكانيكي لقضبان وروابط التحكم التي تصل عصا القيادة بوحدات تحكم القدرة لسطح التوجيه وتوفير الوزن الناتج من ذلك.

الطائرات المصممة بأنظمة التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك ظهرت في الخدمة أولاً في أواخر السبعينيات من القرن الماضي باستخدام التنفيذ التناظري. والأنظمة الرقمية للطيران بواسطة الأسلاك دخلت في الخدمة منذ أواخر الثمانينيات من القرن الماضي. الأفكار ليست جديدة؛ وفي الواقع، جميع الصواريخ الموجهة تستخدِم هذا النوع من التحكم. وما استغرقه من وقت كان تطوير تقنيات البقاء من الفشل لتمكين تنفيذ نظام عالي السلامة اقتصاديًا بالمستويات المطلوبة من الأمان، والوثوقية، والتوفر. وقد كان العامل الرئيسي هو تطوير أنظمة رقمية للتحكُّم بالرحلة تبقى من الفشل وتنفيذها في الدوائر الدقيقة VLSI. وهناك تقنيات أخرى حيث التطوير كان ضروريًا لتحكُّم الطيران بواسطة الأسلاك، مثل أنظمة مشغِّل آلي تبقى من الفشل لتشغيل أسطح التوجيه.

جميع الطائرات القتالية الحديثة تستخدِم تحكُّم الطيران بواسطة الأسلاك. الشكل (4.1) (الفصل الأول) يوضح طائرة Eurofighter Typhoon كمثال نموذجي.

والتطوير الحديث في الطائرات العسكرية هو ظهور تقنية "الاستراق" (stealth) حيث يتم تصميم إعدادات وشكل الطائرة لخفض مقطعها العرضي الراداري. وبشكل عام، مميزات الاستراق تخفض الاستقرار الطبيعي والتضاؤل للطائرة، وتحكُّم الطيران بواسطة الأسلاك ضروري للحصول على خصائص سيطرة وتحكُّم جيّدين.

الجيل الجديد من الطائرات المدنية تستخدِم تحكُّم الطيران بواسطة الأسلاك. والأمثلة على ذلك هي صناعة طائرات إيرباص A319، وA320، وA330، وA340، وطائرات بوينغ 777.

وعدة ملايين من ساعات الطيران قد تراكمت الآن بواسطة أنظمة التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك وقد تم تأسيس الأمان والسلامة.

2.4 سِمات ومميزات التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك

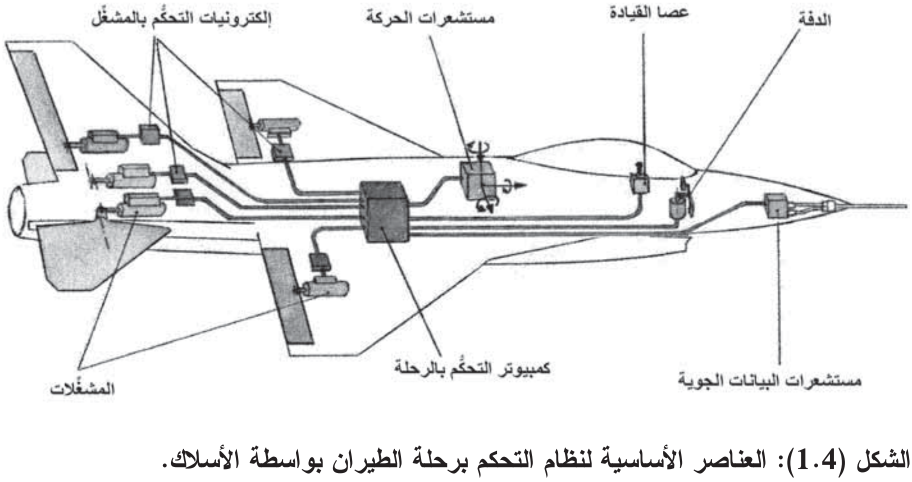
FBW Flight control features and advantages

1.2.4 السِمات والمفاهيم الأساسية لنظام الطيران بواسطة الأسلاك

FBW system basic concepts and features

يبيّن الشكل (1.4) العناصر الأساسية لنظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك. لاحظ:

- الإلغاء الكامل لجميع روابط وتشغيلات التحكم الميكانيكية المعقدة – جميع الأوامر والإشارات يتم إرسالها كهربيًا عبر الأسلاك، ومن هنا جاء اسم الطيران بواسطة الأسلاك.
- توسُّط الكمبيوتر بين أوامر الطيار ومشغِّلات أسطح التحكم.
- مستشعرات حركة الطائرة التي تقوم بإعادة تغذية مكوِّنات الحركة الخطية والزاويّة للطائرة إلى الكمبيوتر.
- مستشعرات البيانات الجوية التي تقوم بتغذية معلومات الارتفاع والسرعة الجوية إلى الكمبيوتر.
- وما لم يُبيَّن في الشكل هو الوفرة المتضمَّنة لتمكين تفادي الفشل في النظام.

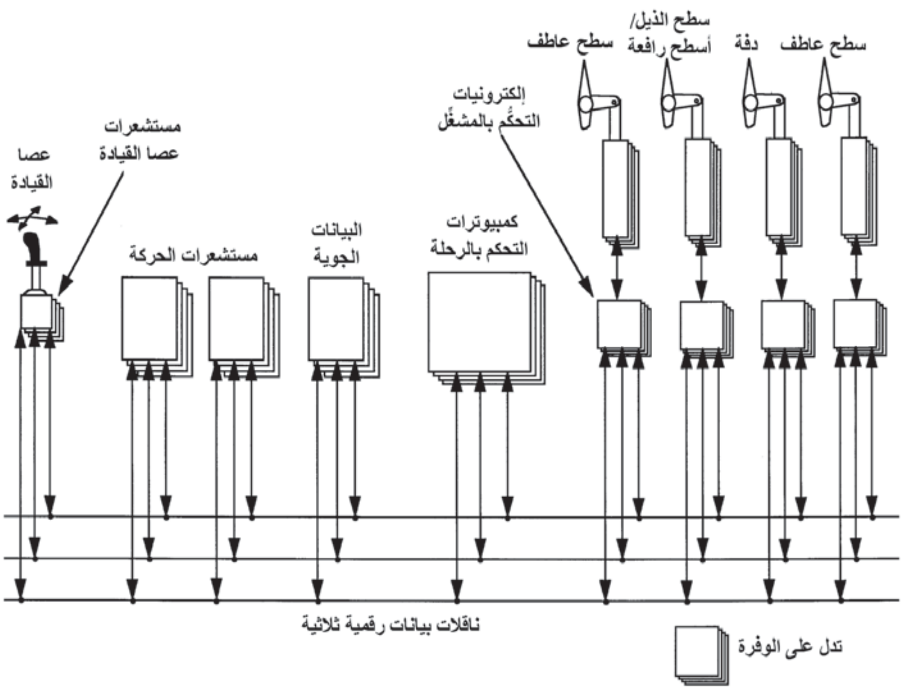


الشكل (1.4): العناصر الأساسية لنظام التحكم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك.

يتحكم الطيار بالتالي بالطائرة من خلال كمبيوتر التحكم بالرحلة، ويقوم الكمبيوتر بتحديد حركة سطح التوجيه للطائرة للاستجابة على نحو أفضل لأوامر الطيار وتنفيذ استجابة تضاؤل سريعة وجيدة خلال مخطط حدود الطيران. نقوم أدناه بشرح أهم السِّمات بتفصيل أكثر.

الإرسال الكهربائي للبيانات Electrical data transmission

إن الإرسال الكهربائي للإشارات والأوامر عنصر هام في نظام الطيران بواسطة الأسلاك. ومعظم الأنظمة الحديثة تستخدِم نظام إرسال بيانات رقمي متسلسل مع تضاعُف التقسيم الزمني (time division multiplexing). ويمكن عندئذ إرسال الإشارات عبر شبكة أو "طريق سريع" تتكون من سلكين فقط، كمجموعة واحدة فقط من البيانات يتم إرسالها في أيّ وقت معيّن. يبيّن الشكل (2.4) كيفية ربط نظام تحكم بالرحلة رقمي باستخدام ناقل بيانات رقمي (digital data bus).



الشكل (2.4): إعدادات نظام تحكُّم بالرحلة باستخدام ناقل بيانات.

يَستخدِم النظام العسكري للطيران بواسطة الأسلاك عادة نظام ناقل البيانات Mil Std 1553 المؤسَّس جيدًا. وتستخدِم الروابط وناقل البيانات أسلاك مزدوجة مَجْدُولة معزولة مع ربط إلى ناقل البيانات خلال محوّلات عزل. وهذا هو نظام أمر/استجابة تكون فيه دالة متحكِّم ناقل البيانات مدمجة في كمبيوترات التحكم بالرحلة. والنظام له سرعة نقل بيانات بمعدل 1 ميجابِت/ث (Mbit/s) وطول كلمة 20 بِتْ(*) (bit) لتشفير المؤقِّت، والبيانات، والتوجيه وبهذا يمكنه استقبال أو إرسال حتى 50,000 كلمة بيانات في الثانية.

تستخدِم طائرات بوينغ 777 النظام الجديد لناقل البيانات ARINC 629. وهذا النظام مستقل بذاته ويعمل بمعدل 2 ميجابِت/ث. وتستخدِم الروابط وناقل البيانات أسلاك مزدوجة مَجْدُولة غير معزولة مع توصيل إلى ناقل البيانات خلال مقارِنات محوّل تيار قابلة للتفكيك.

التعقيد الإلكتروني المطلوب في هذه الأنظمة لتشفير البيانات وإرسالها، أو استقبال البيانات وفك تشفيرها، مغلَّف في دائرة أو دائرتين متكاملتين دقيقتين. أنظمة نقل البيانات سيتم تغطيتها في الفصل التاسع الذي يشرح موضوع تكامل أنظمة إلكترونيات الطيران.

مشغِّل سطح التوجيه في نظام الطيران بواسطة الأسلاك

FBW control surface actuation

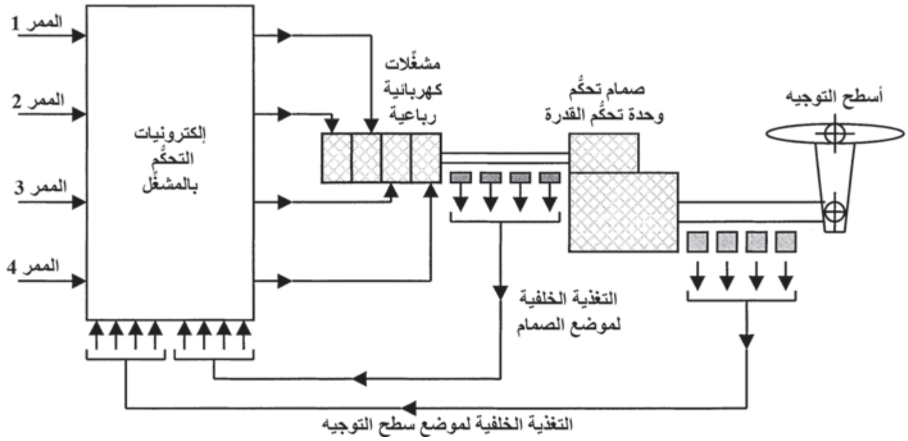
أنظمة المشغِّل التي تتحكم بحركات أسطح التوجيه هي عناصر هامة في نظام الطيران بواسطة الأسلاك. هذا الأنظمة يجب أن تكون قادرة على البقاء من أيّ فشلين وأن تستمر بالعمل بصورة مرضية لكي تلبي متطلبات سلامة وأمن الطائرة (سيتم مناقشتها لاحقاً في هذا الفصل). وأنظمة مشغِّل المؤازر الآلي التي تشغِّل أسطح

(*) البِتْ (bit) هو اختصار binary digit ويعني رقماً ثنائياً (المترجم).

التوجيه تتكون من منظومة مؤازر آلي ذات مرحلتين مع قيام مشغِّل المؤازر الآلي لنظام الطيران بوساطة الأسلاك بتشغيل صمامات التحكُّم الثنائية لمشغِّلات تحكم القدرة الرئيسية. وتُستخدَم كلٌّ من أنظمة تشغيل المرحلة الأولى الهيدروليكية والكهربائية، على الرغم من أن التوجه الآن هو نحو محركات التشغيل الكهربائية المباشرة. وتُستخدَم المشغِّلات الكهرومغناطيسية الخطية والدورانية بلفَّات مستقلة متعددة؛ ثلاث لفَّات في حالة النظام الثلاثي أو أربع لفَّات في حالة النظام الرباعي.

يتكون النظام المشغِّل الرباعي النموذجي من أربعة مشغِّلات مرحلة أولى مستقلة كاملة تقوم بالدفع الإضافي لمُخرجاتها لتشغيل صمام تحكم المؤازر الآلي لوحدة تحكم القدرة.

يبيّن الشكل (3.4) رسمًا تخطيطيًا لنظام مشغِّل رباعي بمشغِلات مرحلة أولى كهربائية تقوم بتشغيل صمام تحكم المؤازر الآلي لوحدة تحكم القدرة. ولا توجد هناك تغذية خلفية ميكانيكية من مشغِّل وحدة تحكم القدرة إلى صمام تحكم المؤازر الآلي كما هي موجودة في نظام اللاطيران بواسطة الأسلاك التقليدية. وبدلاً من ذلك، فإن موضع سطح التوجيه يُعاد تغذيته كهربيًا إلى مُدخَلات الأجهزة الإلكترونية للتحكُّم بالمشغِّل؛ وتُستخدَم أربعة مستشعرات موضع مستقلة للحفاظ على السلامة المطلوبة. التغذية الخلفية الكلية تحسِّن من سرعة استجابة نظام المشغِّل بعامل قدره حوالى عشرة مقارنة بوحدة تحكم القدرة التقليدية. والاستجابة السريعة ضرورية جدًا في نظام مشغِّل الطيران بواسطة الأسلاك للتقليل من التخلُّفات في عروة الطيران بواسطة الأسلاك. الطائرة القتالية النموذجية الخفيفة الحركة والغير المستقرة ديناميكيًا هوائيًا ستنحرف أُسِّيًا، مع تضاعُف الانحراف كل ثانيتين في حال غياب تحكم الطيران بواسطة الأسلاك. استجابة نظام الطيران بواسطة الأسلاك لتصحيح أيّ انحراف يجب أن تكون بالتالي سريعة جدًا. ومتطلبات استجابة المشغِّل للطائرات القتالية الخفيفة الحركة الحديثة تتوافق مع تخلُّف طور أقل من 12^{o} عند التردد 1 Hz.



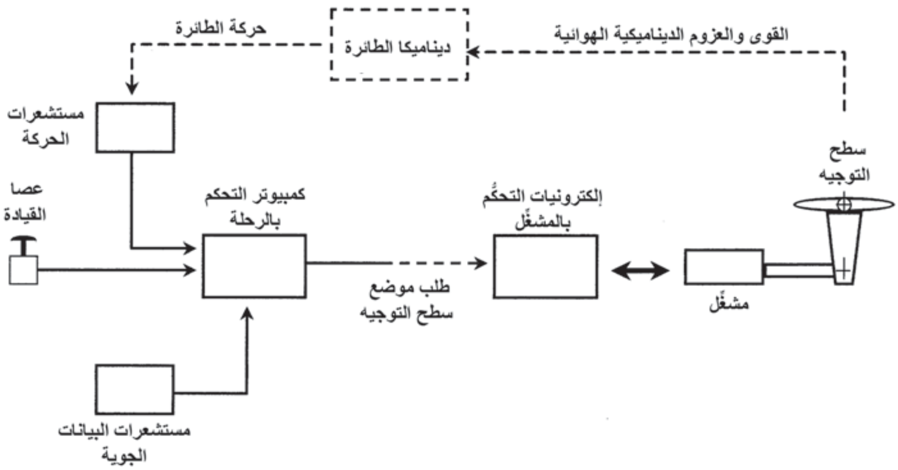
الشكل (3.4): النظام المشغِّل الرباعي.

فلسفة البقاء من الفشل للنظام المشغِّل الرباعي هو أنه إذا فشل أحد المشغِّلات فإن المشغِّلات الثلاثة الجيدة الأخرى يمكن أن تتجاوز الفشل. ويمكن تحديد المشغِّل الفاشل من خلال مقارنة إشارات تحكمه بالثلاثة الأخرى على افتراض أن احتمال فشل أكثر من مشغّل واحد في نفس اللحظة تمامًا بعيد جدًا. (جميع المشغّلات الأربعة مستقلة تمامًا عن بعضها البعض من حيث مصادر القدرة الكهربائية المنفصلة، والأجهزة الإلكترونية للتحكُّم، الخ). ويمكن عندئذ فصل المشغِّل الفاشل (أو في حالة مشغِّل المرحلة الأولى الكهرو–هيدروليكي، يتم تجاوزه هيدروليكيًا) وترك المشغِّلات الثلاثة الجيدة قيد التشغيل. ويتم الكشف عن فشل ثاني لاحق بنفس الطريقة؛ مشغِّلان يكونان متفقين، أحدهما مختلف، وبالتالي يجب أن يكون هو الفاشل. يتم عندئذ فصل (أو تجاوز) المشغِّل الثاني الفاشل وترك المشغِّلين الباقيين الجيدين قيد التشغيل. وفي الحالة غير المحتملة جدًا لفشل مشغِّل ثالث لاحق، فإن سطح التوجيه سيظل في الموضع عند الفشل مع مشغِّل واحد جيد يواجه المشغّل الفاشل.

وفي حالة البنية الثلاثية، يتطلب إجراء أحد صور الكشف عن العطل داخل الممر للبقاء من فشل ثانٍ، على سبيل المثال، المقارنة بنموذج كمبيوتري للمشغِّل.

يوضح الشكل (4.4) السِّمات الهامة للطيران بواسطة الأسلاك بصورة رسم تخطيطي بسيط. ينبغي أن يكون لنظام الطيران بواسطة الأسلاك تغذية خلفية لمستشعر الحركة وفقًا للتعريف – وبدون هذه المستشعرات فإن النظام يتم تصنيفه كنظام "رابط تيار مباشر". وتتكون مستشعرات الحركة من:

- جيروات سرعية تقيس السرعات الزاويّة لدوران الطائرة حول محاور الانحدار، والدحرجة، والانعراج.
- مقاييس تسارع خطية تقيس مركِّبات تسارع الطائرة على هذه المحاور.



الشكل (4.4): نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك.

إجراء التغذية الخلفية لهذه المستشعرات في جعل الطائرة مستقرة آليًا يمكن رؤيته من الشكل (4.4). أيّ تغيُّر في حركة الطائرة ناتج من اضطراب من أيّ نوع (عاصفة ريح مثلاً) يتم استشعاره في الحال بواسطة مستشعرات الحركة ويجعل الكمبيوتر بتحريك أسطح التوجيه المناسبة لكي تطبق القوى والعزوم للطائرة لتصحيح وإخماد الانحراف من خط الطيران المأمور. ويتم تحقيق استقرار آلي "غير يدوي" مع ثبات هزهزة الطائرة إذا كان الطيار يتيح الانتقال لعصا

القيادة. ومستشعرات الحركة أيضًا تتيح ممارسة تحكم أمر المناورة من قِبَل الطيار، كما سيتم شرحه لاحقًا. وبسبب دورها الحيوي والحاجة إلى التمكن من البقاء من الفشل، فهي عادة عند مستوى الوفرة الرباعي.

البيانات الجوية Air data

الحاجة إلى معلومات البيانات الجوية عن السرعة الجوية والارتفاع هو للتعويض عن التغيّر الواسع جدًا في فاعلية سطح التوجيه على مدى مخطط حدود الطيران لمركّبات السرعة والارتفاع. على سبيل المثال، السرعة المنخفضة عند الارتفاع المنخفض أثناء الإقلاع والهبوط، والسرعات العالية التي تقترب من عدد ماخ 1 عند الارتفاعات المنخفضة في حالة طائرات القصف العسكرية، والطيران التطوافي بسرعة دون الصوتية عند الارتفاعات العالية حيث يكون الجو رقيقاً جدًا، والطيران بسرعات فوق الصوتية عند الارتفاعات العالية والمتوسطة، الخ. والتغيّر في فاعلية سطح التوجيه، أو "قوة عصا القيادة لكل g" كما يُشار إليها، يمكن أن تبلغ حتى 40:1. على سبيل المثال، عند ارتفاع 45,000 قدم قد يتطلب 20^o من انحراف سطح الذيل لإنتاج تسارع عمودي 1g. وعند السرعات العالية جدًا دون الصوتية بحوالى 600 عقدة عند الارتفاع المنخفض. على أيّة حال، فقد يتطلب انحراف 0.5^o فقط، أما 20^o فقد يُنتِج تسارعَ g كافياً لتحطم الطائرة. وبهذا من الضروري تعديل أو وزن انحراف سطح التوجيه وفقًا للسرعة الجوية ولارتفاع الطائرة، لأنه من غير الممكن الحصول على نظام تحكُّم مستقر مغلق العروة بمثل هذا التغيُّر الواسع في كسب العروة المفتوحة. واستجابة الطائرة وقابلية التحكم أيضًا يعتمدان على عدد ماخ للطائرة، أي النسبة بين السرعة الجوية الحقيقية للطائرة إلى السرعة المحلية للصوت.

نظام الطيران بواسطة الأسلاك بالتالي مزوَّد بسرعة جوية، وارتفاع، وعدد ماخ لتعديل ووزن الانحرافات وفقًا لذلك. (هذه العملية يُشار إليها باسم "جدولة كسب البيانات الجوية" في الولايات المتحدة الأمريكية). ووفرة المصادر المستقلة تمامًا لمعلومات البيانات الجوية مطلوبة لكي تلبي متطلبات الأمان والسلامة. وعادة، تُستخدَم مصادر رباعية.

ونظام الطيران بواسطة الأسلاك أيضًا يتطلب معلومات عن زوايا سقوط الطائرة، أيْ زوايا التدفق المحلية في مستويات الانحدار والانعراج بين الدفق الهوائي وإسناد بدن الطائرة. زاوية سقوط الانحدار تتحكم برفع الجناح وهي أساسية لمراقبة أن زاوية السقوط أقل من القيمة العظمى لضمان عدم بلوغ شرط الانهيار. (يحدُث الانهيار عندما يبدأ تدفق الهواء بالاندثار من السطح العلوي للجناح بفقد مفاجئ ناتج من الرفع والتحكُّم). وزاوية السقوط في مستوى الانحدار (أو زاوية الهجوم كما تُسمى غالبًا) تُستخدَم كحد تحكُّم في نظام الطيران بواسطة الأسلاك الانحداري. وزاوية السقوط في مستوى الانعراج تُعرَف باسم زاوية الانزلاق الجانبي، وتُستخدَم كحد تحكُّم في نظام تحكُّم الدفة للطيران بواسطة الأسلاك.

يوضح الشكل (5.4) وحدة استشعار بيانات جوية متكاملة تدمج بين سقوط دوّارة الرياح ومِجس بيتو الساكن (Pitot-static probe)؛ تقوم دوارة الرياح بالاصطفاف مع الدفق الهوائي بنفس طريقة دوارة الطقس. وتحتوي هذه الوحدة على مستشعرات الضغط الكلِّي والضغط الساكن، بالإضافة إلى الأجهزة الإلكترونية المرافقة شاملاً معالجاً دقيقاً لإجراء حسابات البيانات الجوية. وهي توفر معلومات الارتفاع، والسرعة الجوية المعايَرة، وعدد ماخ، وزاوية التدفق المحلي لنظام الطيران بواسطة الأسلاك. أربعة من أنظمة المِحوالات (transducers) هذه، كما هي معروفة بهذا الاسم، مركَّبة في طائرات Eurofighter Typhoon لتلبِّي متطلبات البقاء من الفشل والسلامة.

- **نظام حوسبة عالي السلامة للبقاء من الفشل**

نظام الحوسبة للتحكُّم بالرحلة يجب أن يكون عالي السلامة جدًا، وله القدرة على البقاء من الفشل ليلبي متطلبات سلامة الرحلة. المهام التي يتم إنجازها بواسطة نظام الحوسبة تشمل:

أ- الكشف عن الفشل.

ب- عزل العطل وإعادة تهيئة النظام في حالة الفشل.

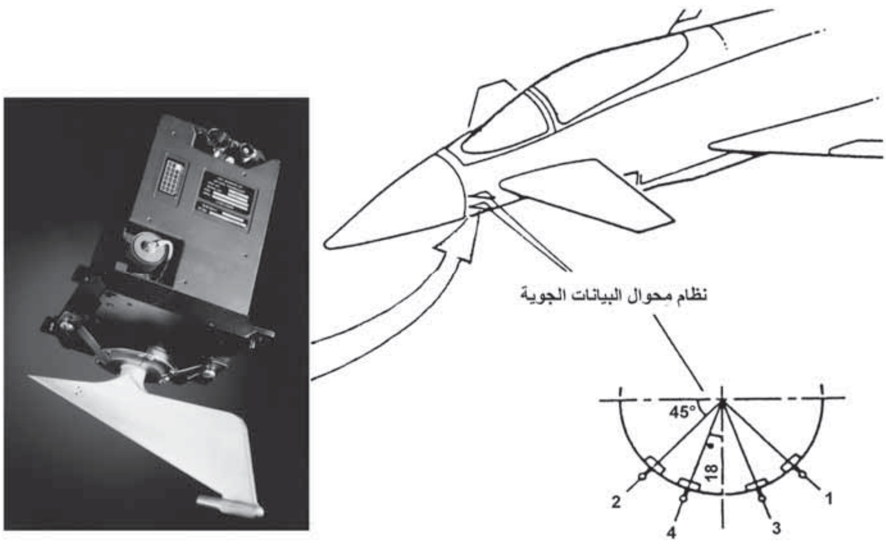
ج– حوسبة زوايا سطح التوجيه المطلوبة.

د– المراقبة.

ه– فحص مبني داخليًا.

- **السلامة العالية جدًا للنظام كاملاً**

سلامة النظام كاملاً يجب أن يكون عاليًا مثل نظام التحكُّم الميكانيكي الذي يحل محله. واحتمال الفشل الكارثي يجب أن لا يتجاوز 10^{-9}/ساعة للطائرات المدنية و 10^{-7}/ساعة للطائرات العسكرية.



الشكل (5.4): نظام مِحوال البيانات الجوية المتكامل (بترخيص من BAE SYSTEMS).

2.2.4 مميزات تحكُّم الطيران بواسطة الأسلاك

Advantages of FBW control

نلخِّص فيما يلي المميزات الأساسية لنظام تحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك تم تصميمه بشكل جيد.

الأداء الزائد Increased Performance

يتيح الطيران بواسطة الأسلاك الاستخدام الأصغر لسطح الذيل، والزعنفة، والدفة، وبالتالي على خفض كلٍّ من وزن الطائرة والسَّحب، والتحكُّم الفاعل لسطح الذيل والدفة، ومن ثم التعويض عن الخفض في الاستقرار الطبيعي.

لطائرات الركاب المدنية، فإن خفض هامش الاستقرار والتعويض عن الخفض في نظام الطيران بواسطة الأسلاك يؤدي بالتالي إلى طائرة أخف بأداء أفضل وتشغيل اقتصادي ومرونة أفضل من التصميم التقليدي، على سبيل المثال إمكانية حمل بضائع إضافية. الطائرات التقليدية قد تحوي مساحة لحاويات بضائع إضافية، إلا أن الإزاحة نحو الخلف الناتجة لمركز الثقل قد تعطي الطائرة خصائص سيطرة هامشية غير مقبولة. ويجب ملاحظة أن حمل بضائع الحاويات وأيضًا الركاب يشكلِّ جزءًا كبيرًا جدًا من دخل شركة الطيران.

ويمكن تهيئة طائرة مدنية بنظام الطيران بواسطة الأسلاك بحيث تكون خصائص تحكُّمها وسيطرتها مماثلة جدًا لتلك التي في الطائرات ذات الإشارات الميكانيكية. وهذه ميزة كبيرة في عمل شركات الطيران المدنية حيث يمكن للطيارين التبادل مع الطائرات ذات الإشارات الميكانيكية المتواجدة في أسطول شركة الطيران (بوينغ 777 تشتمل على هذه الفلسفة).

للطائرات العسكرية، مثل طائرة التفوق الجوي القتالية، فإن نظام الطيران بواسطة الأسلاك يتيح استخدام إعدادات للطائرة باستقرارية سالبة. وهذه تعطي رفعًا أكبر، لأن ضبط الرفع موجب، بحيث يمكن إنتاج طائرة قتالية خفيفة وأكثر خفّة في الحركة – وخفة الحركة (agility) يُعرَّف بإمكانية تغيير اتجاه السرعة المتجهة للطائرة. والزيادة في معدل الانعطاف اللحظي بمقدار 35 في المئة يمكن تحقيقه لبعض الطائرات القتالية الجديدة الخفيفة الحركة. يجب ملاحظة أن المركز الديناميكي الهوائي يتحرك في الأمام في السرعات فوق الصوتية مما يزيد من الاستقرار الطولي. وفي الواقع، معظم الطائرات القتالية الخفيفة الحركة غير المستقرة طوليًا عند السرعات دون الصوتية تصبح مستقرة عند السرعات فوق الصوتية. وفي حالة

الطائرات التقليدية، فإن الزيادة في الاستقرار الطولي عند السرعات فوق الصوتية تتطلب عزوم تحكُّم انحدارية أكبر؛ والطائرة المستقرة عاليًا تقاوم تغيير سقوطها، بينما القدرة على المناورة تتطلب تغيّرات سريعة في السقوط.

الوزن المُخفَّض Reduced weight

إن التحكُّمات ذات الإشارات الكهربائية أخف من التحكُّمات ذات الإشارات الميكانيكية. والطيران بواسطة الأسلاك يلغي التعقيد الحجمي والميكانيكي للتحكمات ذات الإشارات الميكانيكية بمميزاتها للاحتكاك، والحركة الارتجاعية (backlash) (حركة فقد ميكانيكية)، ومشاكل الالتواء البنيوي، والتعديلات والترتيبات الدورية. وكسب التحكُّم يتم تنفيذه أيضًا من خلال برمجيات توفر مرونة أكبر.

عصوات التحكُّم الصغيرة Mini control sticks

عصوات التحكُّم الصغيرة تمنح التحكُم بأطراف الأصابع وتتيح مرونة أكبر في بنية مقصورة الطيار – لا يتم حجب الشاشات بواسطة عمود تحكُّم كبير، على سبيل المثال. وسطح طيران مقصورة الطيار هو "عقار" قيِّم جدًا.

يجب ملاحظة أنه ليست جميع الطائرات المدنية بأنظمة تحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك تستخدِم عصوات تحكُّم صغيرة، على الرغم من أنها سِمة هامة لعائلة طائرات الإيرباص A318، وA319، وA320، وA330، وA340.

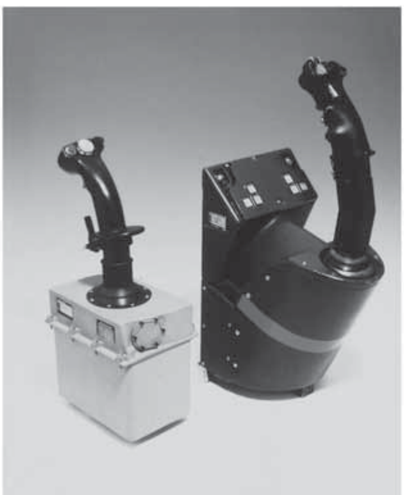
والبوينغ 777 تحتفظ بنوع أعمدة التحكم التقليدية، وتقوم كمبيوترات التحكُّم بالرحلة بإصدار الإشارات للدفع الخلفي لعصا القيادة لكي توفر "التحسس" عند عمود التحكُّم. نظام الدفع الخلفي لعصا القيادة يتيح للطيار بأن "يتحسس" الطائرة، كما هو الحال في الطائرات ذات الإشارات الميكانيكية بوحدة تحسس اصطناعية.

يوضح الشكل (6.4) عَصَوَي قيادة صغيرين. كما يوضح الشكل عصا تحكُّم مثبَّتة مركزيًا كما هو الحال في طائرات Eurofighter Typhoon (على

اليمين) وعصا التحكُّم المثبَّتة جانبيًا (على اليسار) كما هو الحال في الطائرات القتالية الجديدة Lockheed F22 'Raptor'.

ويوضح الشكل أيضًا رسمًا تخطيطيًا للتركيب. عصا القيادة هي ذات محورين، وتوفر إشارات الأوامر الكهربية للانحدار والدحرجة. وعادة، يتم توفير أربعة لاقطات إشارة (pick-off) لكلٍّ من محوري التحكم لكي تلبّي متطلبات البقاء من الفشل. يقدم المضائل تحسسًا ناعمًا لحركة عصا القيادة؛ ويعمل التجميع المكون من الزنبرك والمضائل كمرشح إمرار منخفض على حركة عصا القيادة.

وتتطلب قوة تحرر بسيطة لإزاحة عصا القيادة من الموضع المركزي في الانحدار والدحرجة. وتحكُّم الدحرجة عبارة عن خاصية زنبركية خطية بسيطة. والانحدار، مع ذلك، يتطلب زيادة تدرُّجية في القوة عند الانحرافات الكبيرة لعصا القيادة، والمعدل الزنبركي يزداد أيضًا بحيث ينبغي بذل قوى أكبر عند إصدار الأوامر للمناورات عالية التسارع g. هذه الخصائص يتم إعدادها بعناية بحسب الطلب لتلبي إجماع الطيارين بالموافقة والقبول.



الشكل (6.4): عصا التحكم الصغير والرسم التخطيطي للتركيب (بترخيص من BAE SYSTEMS).

الاستقرار الآلي Automatic stabilisation

وهو استقرار غير يدوي، كما شُرِح سابقًا.

المناورة اللامبالية Carefree manoeuvring

إن كمبيوتر الطيران بواسطة الأسلاك يراقب باستمرار حالة الطائرة لتقييم مدى قرب الطائرة من حدود مناورتها. ويقوم الكمبيوتر بتقييد مُدخَلات أوامر الطيار لضمان أن الطائرة لا تدخل وضعًا غير مقبول أو تقترب كثيرًا من زاوية سقوطها المحددة (تقترب من الانهيار) أو تنجز مناورات قد تتجاوز الحدود البنيوية للطائرة. ويتم فقدان عدد من الطائرات سنويًا نتيجة الطيران بالقرب الكبير من حدود مناورتها وعبء العمل العالي جدًا في حالة الطوارئ الناتجة. نظام الطيران بواسطة الأسلاك بالتالي يمكنه القيام بإسهام كبير في سلامة الطيران.

ويجب ملاحظة أن بعض أنظمة الطيران بواسطة الأسلاك (بوينغ 777 مثلاً) تسمح للطيارين بالحفاظ على سيطرة التحكُّم القصوى للطائرة وتخلل أو تجاوز زاوية الميل الجانبي وحدود الانهيار إذا كانوا قلقين حول سلوك الطائرة في الظروف القصوى.

القدرة على دمج تحكُّمات إضافية

Ability to integrate additional controls

هذه التحكُّمات تحتاج إلى أن تُدمَج تلقائيًا لتفادي العبء الزائد على الطيار – إجراء العديد من الأشياء في الحال:

- الحافة الأمامية والحافة الخلفية للجناح من أجل المناورة وليس فقط من أجل الإقلاع والهبوط.
- الامتداد التراجعي المتغير للجناح.
- التكوين المتجهي للدفع.

سهولة تكاملية الطيار الآلي Ease of integration of the autopilot

الرابط البيني الكهربائي وتحكُّم أمر المناورة لنظام الطيران بواسطة الأسلاك تسهِّلان كثيرًا تكاملية مهام الطيار الآلي. يقدم الطيار الآلي أوامر توجيه مثل أوامر معدل الانحدار ومعدل الدحرجة إلى نظام الطيران بواسطة الأسلاك. الحزمة العريضة العالية نسبيًا لأمر مناورة "العروة الداخلية" لنظام الطيران بواسطة الأسلاك تضمن بأن تكون الاستجابة للعروة الخارجية لأوامر الطيار الآلي سريعة ومضاءلة جيدًا، مما يضمن التحكُّم الجيد لخط طيران الطائرة في أنماط الطيار الآلي. ومتطلب أداء الطيار الآلي مطلوب لتطبيقات مثل الهبوط الآلي، أو التتبع الآلي للتضاريس عند ارتفاع 100 إلى 200 قدم أعلى الأرض وبسرعة أعلى من 600 عقدة حيث يجب إبقاء الانحرافات عن خط الطيران المطلوب صغيرة. وهذا كان أحد الدوافع، في الواقع، لتركيب نظام الطيران بواسطة الأسلاك في طائرات القصف Tornado، بالإضافة إلى الحاجة إلى الحفاظ على سيطرة وتحكم جيدين عند حمل أحمال كبيرة لــ "مخازن" خارجية.

تحكُّم أمر مناورة العروة المغلقة

Closed loop manoeuvre command control

يتم تحقيق تحكُّم أمر مناورة العروة المغلقة عن طريق زيادة كسب عرى التغذية الخلفية لمستشعر الحركة. ومشغِّلات سطح التوجيه بالتالي يتم التحكُّم بها من خلال الفرق، أو الخطأ، بين إشارات أمر الطيار وحركة الطائرة المقاسة من المستشعرات المناسبة، على سبيل المثال، معدل الانحدار في حالة نظام أمر معدل الانحدار ومعدل الدحرجة في حالة نظام أمر معدل الدحرجة. وبعض حدود التحكُّم يمكن أيضًا تضمينها مثل زوايا سقوط الدفق الهوائي وربما التسارعين الجانبي والعمودي. يقوم كمبيوتر التحكُّم بالرحلة باشتقاق حركات سطح التوجيه المطلوبة للطائرة لتتبع أوامر الطيار بشكل سريع ومتضائل جدًا.

ويجب التشديد على أن تحقيق هذه الاستجابة يتطلب تصميماً وفحصاً شامليْن للمجموعة المكوَّنة من الطائرة ونظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك. على سبيل المثال، يجب أن تتوفر قدرة تحكُّم مناسبة من أسطح التوجيه، كما يجب الأخذ في الاعتبار السلوك غير الخطي (مثلاً، محدِّد السرعة في النظام المشغِّل).

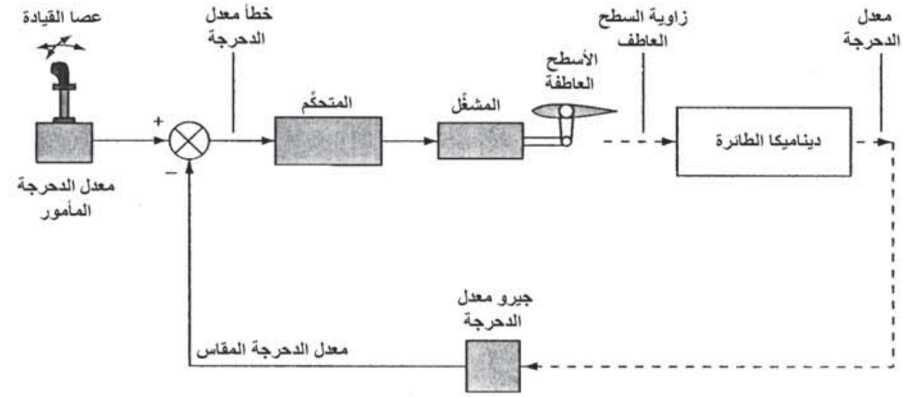
ويوفر نظام تحكُّم العروة المغلقة المصمم جيدًا المميزات الأفضل التالية من نظام تحكُّم العروة المفتوحة:

أ- علاقة حالة الاستقرار للمُخرَج إلى المُدخَل لا تعتمد كثيرًا على التغيُّرات في كسب العروة بشرط أن يظل هذا عاليًا بما فيه الكفاية.

ب- تحسُّن عرض الحزمة للنظام وانخفاض تخلُّف الطور عندما يلي مُدخَل متغيّر ديناميكيًا.

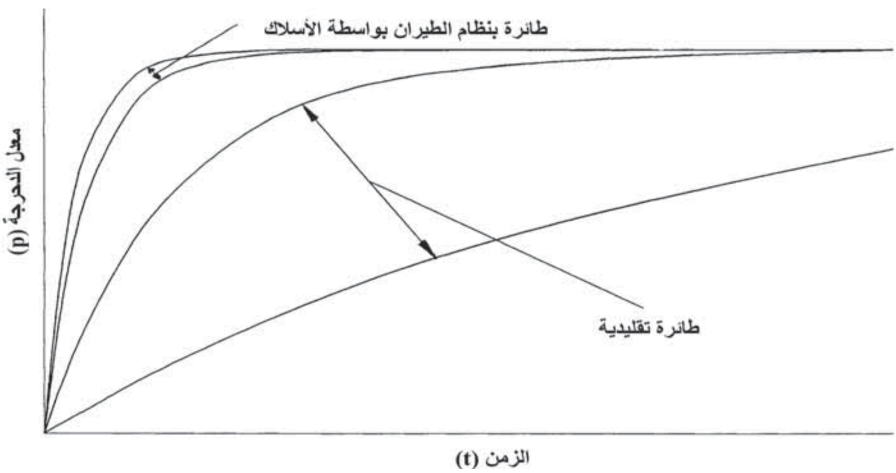
ج- الاستجابة السريعة والمتضائلة يمكن تحقيقها عادة بالتصميم المناسب لعروة التحكُّم، وهذه الاستجابة تتأثر قليلاً بالتغيُّرات العادية في كسب العروة.

يوضح الشكل (7.4) رسمًا تخطيطيًا لنظام أمر معدل الدحرجة لعروة مغلقة. لنرَ ما يحدث عندما يقوم الطيار بدفع عصا القيادة لتطبيق أمر معدل الدحرجة. في اللحظة التي يتم فيها تطبيق الأمر فإن معدل الدحرجة يساوي صفراً، وبهذا فإن خطأ معدل الدحرجة يؤدي إلى انحراف كبير للسطح العاطف. وهذا يوجد حركة دحرجة كبيرة نسبيًا على الطائرة بحيث يتزايد معدل الدحرجة سريعًا. وخطأ معدل الدحرجة ينخفض سريعًا إلى أن يبلغ بالقرب من الصفر، ومعدل دحرجة الطائرة يساوي بشكل فاعل أمر معدل الدحرجة. ولأن معدل الدحرجة يوجد عزم تضاؤل ديناميكي هوائي مضاد لمعدل الدحرجة، فإنه لا يمكن خفض انحراف السطح العاطف إلى الصفر، ولكن يمكن خفضه إلى قيمة حيث يكون عزم الدحرجة مساويًا ومضادًا لعزم التضاؤل الديناميكي الهوائي. وكسب المتحكِّم بشكل عالٍ بما يكفي، مع ذلك، لإبقاء حالة الاستقرار لخطأ معدل الدحرجة إلى قيمة صغيرة.



الشكل (7.4): نظام أمر معدل الدحرجة.

يمكن الحصول على استجابة أسرع كثيرًا لمعدل الدحرجة مقارنة بنظام العروة المفتوحة، كما هو مبيّن في الشكل (8.4)، والتغيُّر في الاستجابة عبر مخطط حدود الطيران أيضًا أقل كثيرًا. وتحتاج الطائرة إلى أن تميل جانبيًا لتنعطف، وبهذا يتطلب استجابة دحرجة دقيقة وسريعة. ادفع عصا القيادة جانبًا لتحصل على معدل دحرجة يتناسب طرديًا مع القوة المبذولة على عصا القيادة. قم بإرجاع عصا القيادة إلى المركز عندما يتم بلوغ زاوية الميل الجانبي المطلوبة وتتوقف الطائرة عن الدحرجة بدون أيّ تجاوز للهدف.



الشكل (8.4): استجابة معدل الدحرجة.

التحسين الناتج بواسطة تحكُّم العروة المغلقة يمكن تحليله بإجراء افتراضات تبسيطية معيّنة. وقد تم اشتقاق العلاقة بين معدل الدحرجة وزاوية السطح العاطف في الفصل السابق، القسم 1.6.3، المعادلة (3.68).

بافتراض حركة دحرجة خالصة وأن المشغِّلات لها دالة انتقال تساوي الوحدة، فإن دالة انتقال العروة المفتوحة هي:

$$\frac{p}{(p_D - p)} = K_c \frac{L_\xi}{L_p} \cdot \frac{1}{1 + T_R D} \qquad (4.1)$$

p_D = معدل الدحرجة المطلوبة.

K_c = كسب المتحكِّم = زاوية السطح العاطف بالدرجات/درجة لكل ثانية خطأ معدل الدحرجة.

ξ = زاوية السطح العاطف.

L_ξ = مشتقة عزم الدحرجة نتيجة زاوية السطح العاطف، ξ.

L_p = مشتقة عزم الدحرجة نتيجة زاوية معدل الدحرجة، p.

I_x = عزم القصور الذاتي حول محور الدحرجة.

T_R = الثابت الزمني للدحرجة = I_x/L_p.

ومنه فإن استجابة العروة المفتوحة تعطى بالعلاقة:

$$\frac{p}{p_D} = \frac{\dfrac{K_c L_\xi / L_p}{(1 + T_R D)}}{1 + \dfrac{K_c L_\xi / L_p}{(1 + T_R D)}} \qquad (4.2)$$

ومن هذه العلاقة نحصل على:

$$\frac{p}{p_D} = \frac{K}{(1 + K)} \cdot \frac{1}{1 + \dfrac{T_R}{(1 + K)} \cdot D} \qquad (4.3)$$

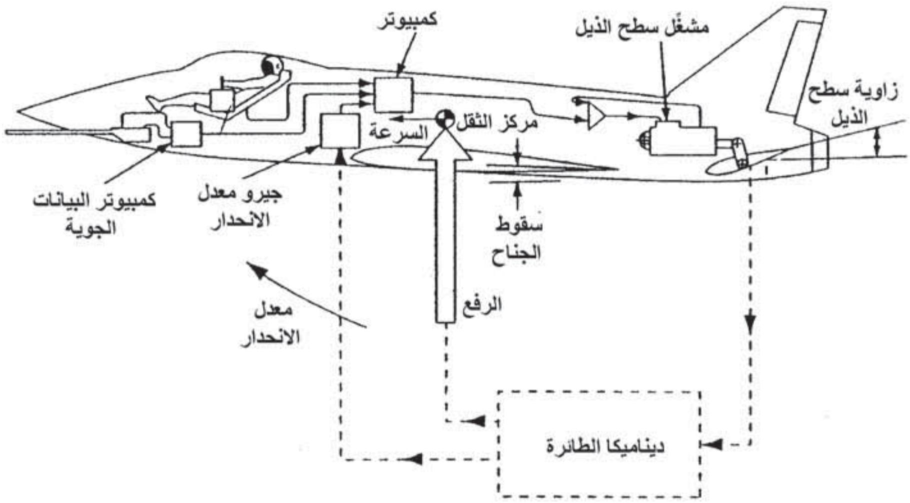
حيث $K=\frac{K_c L_\xi}{L_p}$ كسب العروة المفتوحة. وإذا كانت $K>>1$ ، فإن:

$$\frac{p}{p_D}\approx\frac{1}{1+\frac{T_R}{K}\cdot D} \tag{4.4}$$

قيمة حالة استقرار معدل الدحرجة لمُدخَلات معيَّنة لعصا القيادة بالتالي ثابتة بشكل أساسي على مدى مخطط حدود الطيران بشرط أن تكون K كبيرة بما فيه الكفاية. والثابت الزمني لاستجابة الدحرجة أيضًا ينخفض كثيرًا، لأنه مقسوم على كسب العروة المفتوحة K.

ويجب التأكيد مرة أخرى على أن المعالجة الموضحة أعلاه قد تم تبسيطها كثيرًا عن طريق افتراض حركة دحرجة خالصة بدون اقتران متبادَل للدحرجة/الانعراج/الانزلاق الجانبي، وأيضًا بإهمال التخلُّفات في المشغِّل والمرشحات الخ. والهدف هو لتوضيح المبادئ الأساسية بدون اللجوء إلى نموذج معقد رياضيًا.

يبيّن الشكل (9.4) نظام أمر معدل انحدار الطيران بواسطة الأسلاك. لنرَ الآن ما يحدث عندما يبذل الطيار قوة على عصا القيادة لتطبيق أمر معدل الانحدار. معدل انحدار الطائرة مبدئيًا يساوي صفراً بحيث أن خطأ معدل الانحدار الناتج يجعل الكمبيوتر بأن يطلب انحرافًا مناسبًا لسطح الذيل من الموضع المتوازن. قوة الرفع الناتجة المؤثرة في سطح الذيل تبذل عزم انحدار على الطائرة حول مركز ثقلها مما يؤدي إلى تغيُّر وضع الانحدار وخفض سقوط الجناح. وقوة الرفع الناتجة من الأجنحة توفر القوة اللازمة بزوايا قائمة على متجه سرعة الطائرة لتغيير اتجاه خط طيران الطائرة بحيث تنعطف الطائرة في مستوى الانحدار. ومعدل الانحدار المتزايد يتم إعادة تغذيته إلى الكمبيوتر مما يؤدي إلى خفض زاوية سطح الذيل حتى تتحقق حالة عندها يكون معدل انحدار الطائرة مساوياً لمعدل الانحدار المأمور. خطأ معدل الانحدار بالتالي يتم وضعه بالقرب من الصفر تقريبًا، ويتم الحفاظ عليه بالقرب من الصفر بواسطة عروة التحكُّم الآلي.



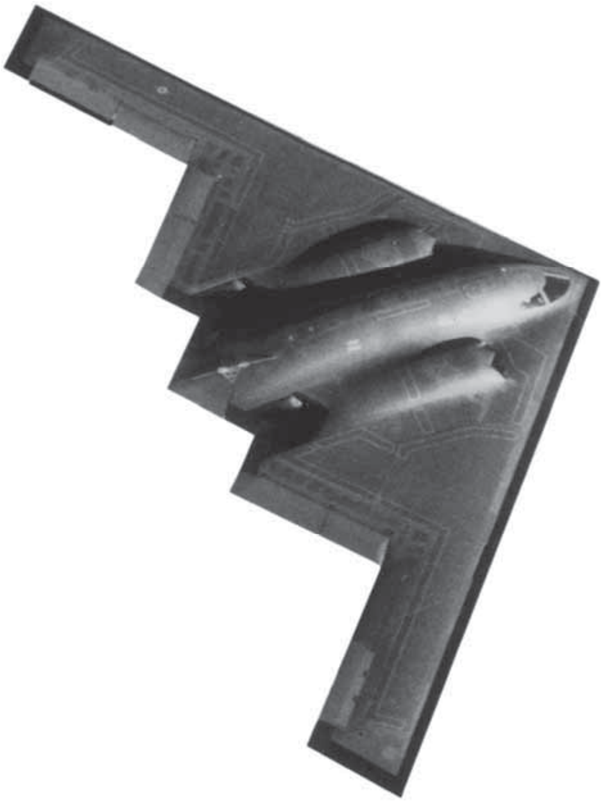
الشكل (9.4): عروة أمر معدل الانحدار للطيران بواسطة الأسلاك.

وأمر معدل الانحدار يتيح تنفيذ تحكُّم دقيق بأطراف الأصابع. على سبيل المثال، لتغيير وضع الانحدار إلى الصعود، فإن الضغط الطفيف مرة أخرى على عصا القيادة يؤدي إلى معدل انحدار قدره بضع درجات لكل ثانية؛ واسمح لعصا القيادة بالعودة إلى المركز، يتوقف معدل الانحدار في أقل من ثانية بتجاوز هدف قابل للإهمال وتصبح الطائرة في الوضع المطلوب. وزيادة قوة العصا تؤدي إلى إنتاج زيادة متناسبة في معدل الانحدار. والتسارع العمودي، أو g، يساوي سرعة الطائرة مضروبة في معدل الانحدار، بحيث إنه لأيّ سرعة معطاة فإن g تتناسب طرديًا مع معدل الانحدار.

الديناميكية الهوائية مقابل "الاستراق" Aerodynamics versus "Stealth"

فكرة خفض المقطع العرضي للدفة بحيث لا يمكن اكتشاف الطائرة فعليًا (إلا عند المدى القريب جدًا) قد سمّيت باسم "الاستراق" (stealth) في الولايات المتحدة الأمريكية. ويتم التقليل من ارتدادات انعكاس الرادار بواسطة أسطح صغيرة تعكس طاقة الرادار بعيدًا عن اتجاه المصدر، وتصميم مأخذ المحرك، والاستخدام الواسع للمواد الماصة لطاقة الرادار في هيكل الطائرة. وأحد الأمثلة على طائرة استراق هو قاذفة القنابل Northrop B2 المبيّنة في الشكل (10.4).

متطلبات واعتبارات الاستراق يمكن أن تتعارض مع المتطلبات الديناميكية الهوائية، والتحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك ضروري لمنح سيطرة مقبولة وآمنة عبر مخطط حدود الطيران.



الشكل (10.4): قاذفة القنابل الإستراتيجية Northrop B2 "Spirit" (بترخيص من مكتبة الجمعية الملكية للملاحة الجوية Royal Aeronautical Society Library).

لاحظ إعدادات "جناح الطيران" وغياب الأسطح العمودية، وتحكُّم الانعراج يتم تنفيذه عن طريق تشغيل الأسطح العاطفة المنقسمة.

3.4 قوانين التحكُّم Control laws

يُستخدَم مصطلح "قوانين التحكُّم" لتعريف الخوارزميات التي تربط متطلب سطح التوجيه بأمر عصا القيادة وإشارات مستشعر الحركة المتعددة وارتفاع، وسرعة، وعدد ماخ الطائرة.

كمثال، أبسط قانون أساسي لأمر معدل الانحدار هو:

$$\eta_D = K(\theta_i - G_q q) \qquad (4.5)$$

حيث:

η_D = زاوية سطح الذيل المطلوبة.

θ_i = الأمر المُدخَل للطيار.

q = معدل الانحدار.

K = كسب العروة الأمامية.

G_q = كسب معدل الانحدار.

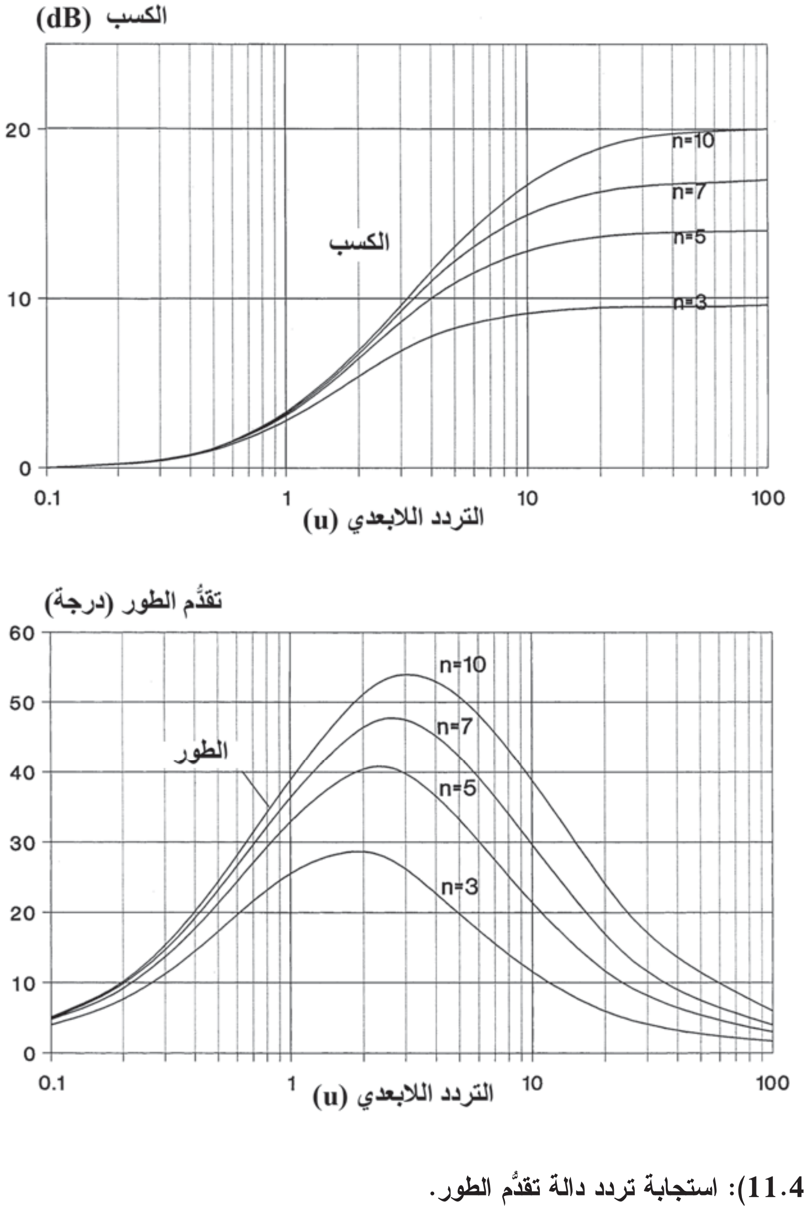
في الحقيقة، قد يتطلب حدود تحكُّم إضافية من مستشعرات أخرى (السقوط والتسارع العمودي مثلاً). وقيمة K وكسب المستشعر ينبغي أيضًا بالتأكيد تغيُّرها مع الارتفاع والسرعة الجوية بواسطة نظام جدولة كسب البيانات الجوية، كما أُشير سابقًا.

وحدود التحكُّم المتناسبة مع مشتقة أو معدل تغيُّر الخطأ وتكامل الخطأ يمكن أيضًا أن تُستخدَم لتشكيل او تحسين استجابة العروة المغلقة. سيتم أدناه تقديم شرح عن تأثير حدود التحكم هذه من وجهة نظر أهميتها في أنظمة التحكُّم بالرحلة للعروة المغلقة.

إن تناسب، زائدًا، مشتقة تحكُّم الخطأ يوفر خاصية تَقدُّم الطور للتعويض عن التخلفات في النظام، على سبيل المثال استجابة المشغِّل، وبالتالي تحسين استقرارية العروة. وهذا يعمل على زيادة تضاؤل استجابة الطائرة وخفض تجاوز الهدف إلى الحد الأدنى عند الاستجابة لمُدخَل أو لاضطراب.

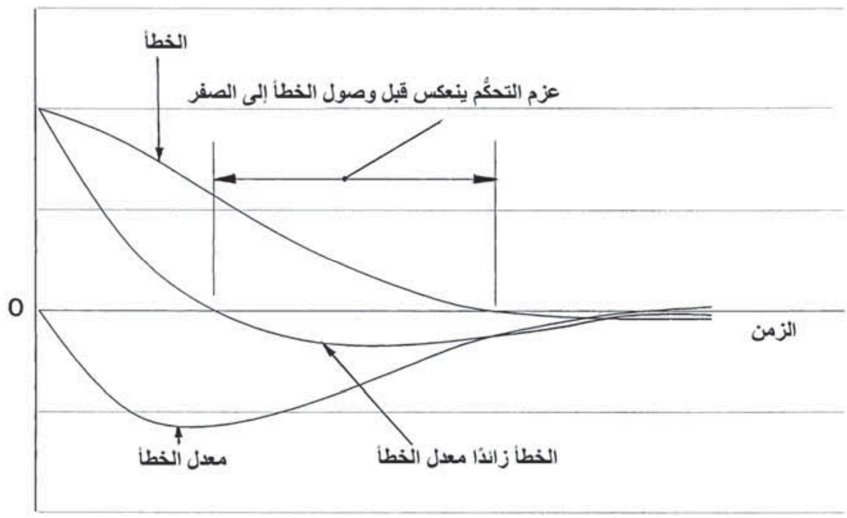
حد التحكّم يتم ترشيحه لتقييد الزيادة في الكسب عند الترددات العالية، ويعمل على صقل عملية التفاضل التي تُضخِّم أيّ شوشرة موجودة في إشارة الخطأ. يوضح الشكل (11.4) الكسب والطور مقابل خصائص التردد لتحكُّم خطأ «واحد زائدًا مشتقة" بسيط مُرشَّح، (عادة يُعرَف باسم تحكُّم تَقدُّم الطور) بدالة انتقال $\dfrac{(1+TD)}{(1+\frac{T}{n}D)}$

والخصائص مرسومة من أجل $n = 3,5,7,10$. ومقدار تَقدُّم الطور يتحدد بقيمة n وهو عادة محدود بالزيادة الناتجة في الكسب عند الترددات العالية وتفادي أنماط الرنين البنيوي المستثيرة. القيم النموذجية لـــ n هي بين 4 و 5 مما يعطي أقصى سبْق للطور بمقدار 40^o.



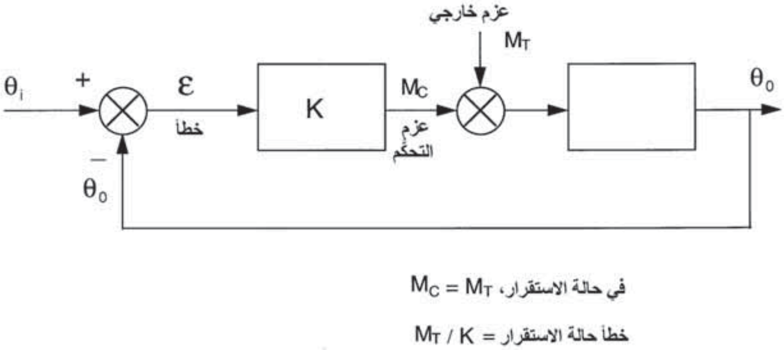
الشكل (11.4): استجابة تردد دالة تقدُّم الطور.

يبيّن الشكل (12.4) مزيدًا من التوضيح الفيزيائي لتأثير التضاؤل لعنصر تَقدُّم الطور. وهذا الشكل يوضح كيف أن عزم التحكُّم الذي يتناسب مع الخطأ زائدًا معدل تغيُّر الخطأ (مصقول بشكل مناسب) يغيِّر من الإشارة قبل أن يصل الخطأ إلى الصفر، ومن ثم يقوم بتطبيق عزم إعاقة لتباطؤ وخفض السرعة تدريجيًا قبل أن يصل الخطأ إلى الصفر، وبالتالي يقلل من تجاوز الهدف.



الشكل (12.4): تأثير التضاؤل – "واحد زائدًا مشتقة" خطأ.

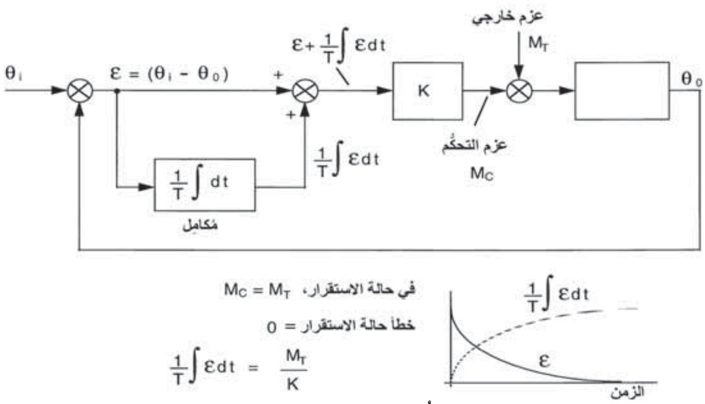
إن "تناسباً" زائد "تكاملاً" في تحكُّم الخطأ يلغي أخطاء حالة الاستقرار ويعمل على خفض التخلُّف التالي. تكامل حد الخطأ يعمل على زيادة كسب العروة عند الترددات المنخفضة إلى الكسب اللانهائي النظري عند التيار المباشر، بحيث تكون هناك أخطاء حالة استقرار تساوي الصفر نتيجة العزوم أو القوى الخارجية خارج التوازن المؤثرة في الطائرة. والخطأ عندما يلي أمر مُدخَل منخفض التردد ينخفض أيضًا ويساوي الصفر لسرعة الإدخال الثابتة. والحاجة إلى تحكُّم حد التكامل يمكن ملاحظته من خلال فحص النظام البسيط المبيّن في الشكل (13.4). في حالة الاستقرار، إذا كانت θ_i ثابتة فإن θ_o يجب أن تكون ثابتة أيضًا وبالتالي فإن العزم الناتج المؤثر في الطائرة يجب أن يكون صفراً وأن يكون عزم سطح التوجيه مساوياً ومضاداً للعزم خارج التوازن.



الشكل (13.4): نظام تحكُّم بسيط مغلق العروة خاضع لعزم خارجي.

على أيّة حال، لتوليد عزم سطح توجيه يتطلب إشارة خاطئة بحيث إن θ_o لا يمكن أن تساوي θ_i تمامًا. ومقدار خطأ حالة الاستقرار يعتمد على كسب العروة، K، الذي بدوره محدود باستقرار العروة.

تأثير تحكُّم خطأ "التناسب زائدًا التكامل" يمكن ملاحظته في الشكل (14.4). خطأ حالة الاستقرار يساوي الصفر؛ ومع ذلك فإن تكامل الخطأ لا يساوي الصفر ويصل إلى قيمة تكفي لتوليد عزم التحكُّم اللازم لميزان عزم الدوران. وقيمة تحكُّم حد التكامل يمكن بالتالي ملاحظته في تحقيق التوازن الآلي لأسطح التوجيه.



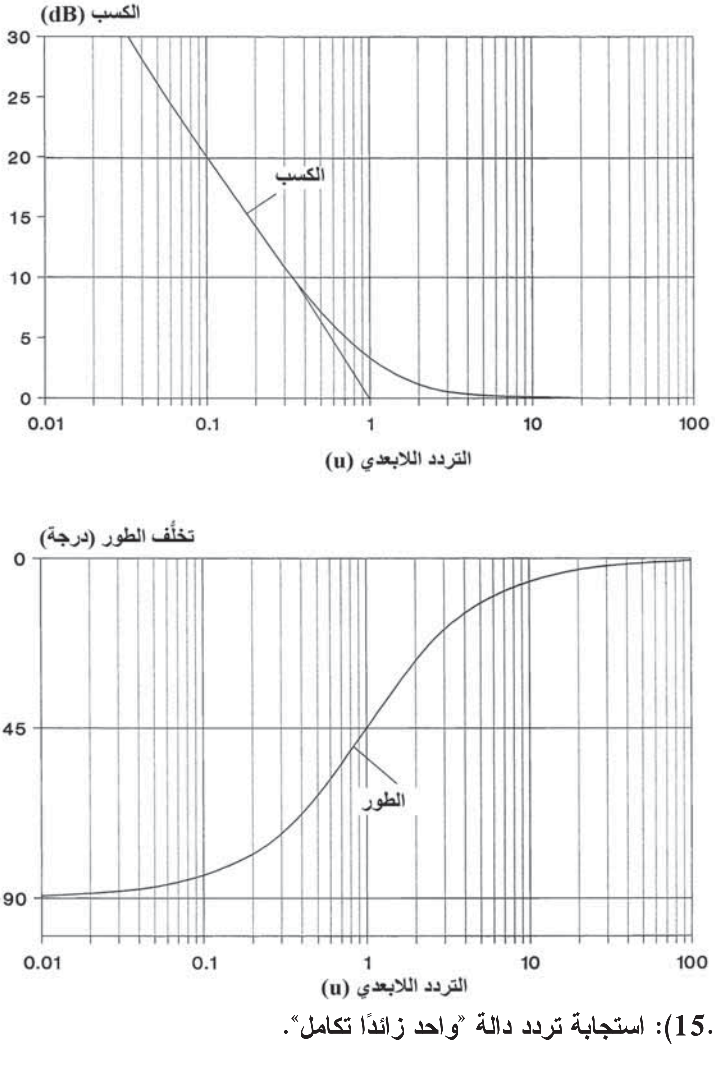
الشكل (14.4): "واحد زائدًا تكامل" تحكُّم الخطأ.

يوضح الشكل (15.4) الكسب والطور مقابل خصائص التردد لتحكُم تناسبي proportional وتكاملي integral . ودالة الانتقال هي:

$$\left(1+\frac{1}{TD}\right)\text{، أيْ }\frac{(1+TD)}{TD}$$

ويمكن ملاحظة أن الكسب يقترب من الوحدة (0 dB) عند الترددات العالية، بإزاحة طور تساوي الصفر بحيث إن استقرار العروة لا ينحط، وبشرط أن يتم اختيار الثابت الزمني للتكامل، T، بشكل مناسب.

ويجب ملاحظة أن حدود التكامل ينبغي مبدئيًا أن تتزامن مع الشروط الابتدائية المعرَّفة عند البدء لتفادي الانتقالات الكبيرة عند التحوُّل.

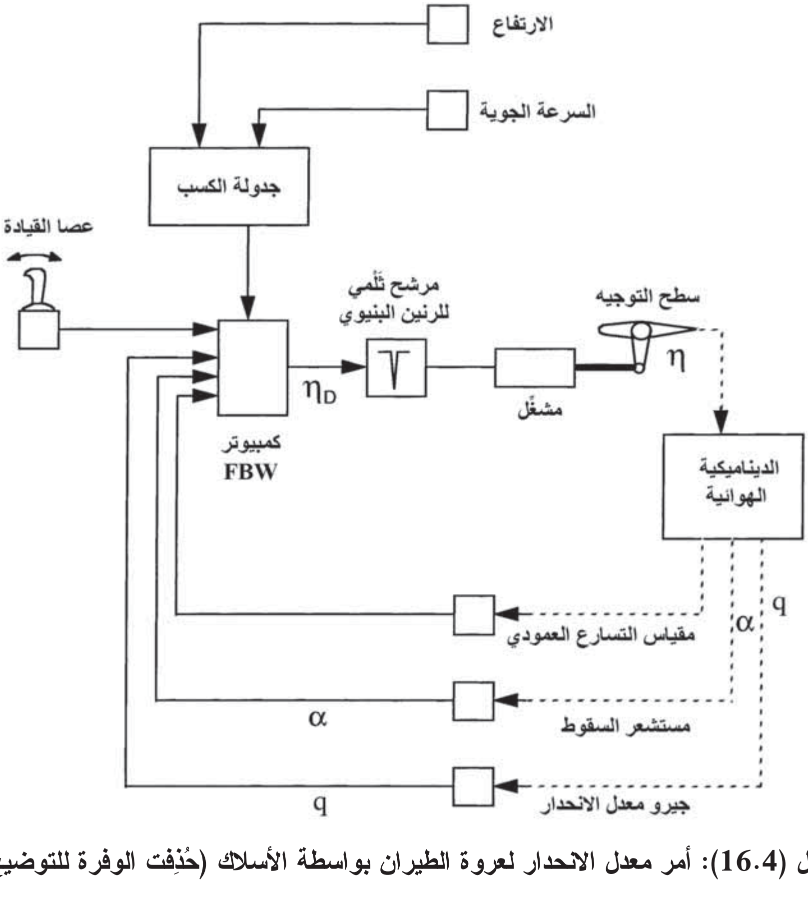


الشكل (15.4): استجابة تردد دالة "واحد زائدًا تكامل".

وقد تمّت الإشارة إلى خاصية "المناورة اللامبالية" التي يمكن دمجها في نظام الطيران بواسطة الأسلاك. وهذه يتم تنفيذها من خلال المراقبة المستمرة لحالة الطائرة والتقييد الآلي لسلطة الأمر المُدخَل للطيار بواسطة قانون تحكُّم مناسب يأخذ في الاعتبار حدود مناورة الطائرة وحدود التحكُّم. وهذا سيمنع الطيار من محاولة المناورة بالطائرة في وضع غير مقبول، أو الاقتراب كثيرًا بالقرب من زاوية السقوط المحدِّدة، أو تجاوز الحدود البنيوية لمناور الطائرة.

1.3.4 التحكُّم بأمر معدل الانحدار Pitch rate command control

يوضح الشكل (16.4) رسمًا تخطيطيًا لأمر معدل الانحدار لنظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك (حُذِفت الوفرة الأساسية للتوضيح).



الشكل (16.4): أمر معدل الانحدار لعروة الطيران بواسطة الأسلاك (حُذِفت الوفرة للتوضيح).

التغذية الخلفية لمعدل الانحدار من أجل عروة أمر معدل الانحدار يتم توفيرها بواسطة جيرو (أو جيروات) معدل الانحدار.

في حالة الطائرة غير المستقرة ديناميكيًا هوائيًا، يُستخدَم تكامل حد معدل الانحدار أيضًا لتوفير "حد شبه سقوطي" لمواجهة M_α موجب (غير مستقر).

دالة الانتقال التي تربط بين السقوط، α، ومعدل الانحدار، q، تم اشتقاقها في الفصل الثالث، القسم 4.5.3. من المعادلة (3.52) لدينا:

$$\alpha = T_2 \cdot \frac{1}{1+T_2 D} \cdot q \tag{4.6}$$

مقارنة بالمعادلة:

$$\int q dt = \frac{1}{D} q \tag{4.7}$$

العلاقة بين α و $\int qdt$ يمكن ملاحظتها من هاتين المعادلتين. استجابة التردد لدالة الانتقال α/q، في الواقع، تقترب من تلك للمكامل البسيط عند الترددات حيث $\omega T_2 >> 1$, والكسب يقترب من $1/\omega$ والطور -90°. وبهذا، فإن $\int qdt =$ α لقيم ω بحيث إن $\omega T_2 >> 1$.

تحكُّم التناسب زائدًا التكامل عادة يتم تطبيقه على خطأ معدل الانحدار، $q_E = (q_D - q)$، حيث q_D تساوي معدل الانحدار المطلوب. وهذا له ميزة إلغاء حالة الاستقرار الذي يلي الأخطاء وتمكين الطيار من تغيير وضع الانحدار بسهولة. (يجب ملاحظة أنه طالما وأن استقرار العروة هو موضع الاهتمام، فلا يوجد فرق بين وضع دالة انتقال الاستقرار في مسار خطأ معدل الانحدار بدلاً من مسار التغذية الخلفية لمعدل الاستقرار).

في حالة الطائرة غير المستقرة ديناميكيًا هوائيًا، فإن "واحد زائدًا التكامل لتحكُّم خطأ معدل الانحدار" المصمَّم جيدًا يمكن أن يوفر عروة مستقرة مقبولة، على الرغم من أنها ليست مثلى، بدون أيّ حدود مستشعر أخرى مثل سقوط الدفق

الهوائي أو التسارع العمودي. وهذا له ميزة أن مستشعرات التغذية الخلفية للحركة الهامة، أيْ جيروات معدل الانحدار، هي أجهزة متينة جدًا وموثوقة.

وظهور جيروات الحالة الصلبة تقدم أيضًا وثوقية أعلى تصل إلى العمر الزمني لهيكل الطائرة (50,000 إلى 100,000 ساعة) – وتسمى بأجهزة "ركِّب وانْسَ" (fit and forget).

يجب ملاحظة أنه بالرغم من أن مستشعرات سقوط الدفق الهوائي تستطيع أيضًا أن توفر حد الاستقرار لمواجهة M_{α} غير المستقر، إلا أن لها عيبين متأصلين، طالما وأن دالة الاستقرار "الأساسية" هي موضع الاهتمام:

أ- قابلية التعرض لضرر على الأرض أو لهجمات الطيور عند الطيران، حيث إن المستشعرات يجب تركيبها خارجيًا في الدفق الهوائي.

ب- مشاكل في التطابق نتيجة الاختلافات في التدفق الهوائي المحلي عند مواقع مختلفة، مثلاً مستشعران موضوعان على الجانب الأيسر للسطح العاطف ومستشعران على الجانب الأيمن.

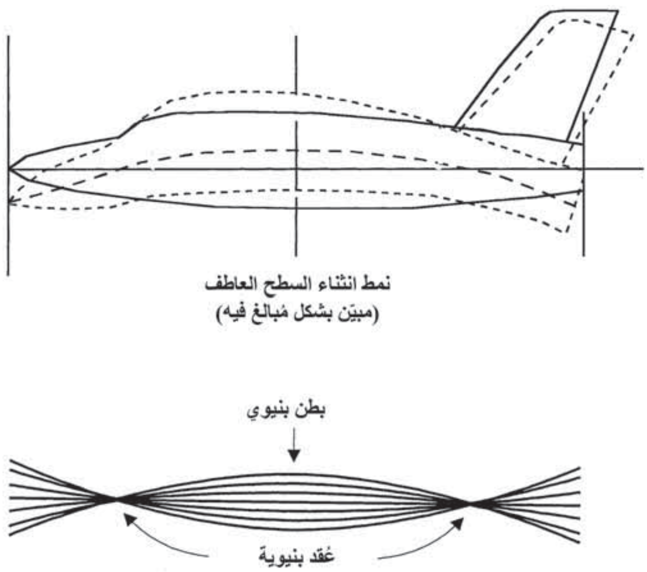
حدود السقوط من مستشعرات الدفق الهوائي يمكن مزجها مع حدود خطأ معدل الانحدار، "والكسب" (أو معاملات الكسب) لهذه الحدود معدَّلة كزوايا أعلى للهجوم يتم تقريبها. وهذا يتيح الحفاظ على زاوية السقوط ضمن حدود السلامة أثناء المناورة عند زوايا سقوط عالية، أيْ تقييد لزاوية السقوط.

وحدود التسارع العمودي من مقاييس التسارع العمودية يتم أيضًا مزجها مع حدود التحكُّم الأخرى، والكسب لهذه الحدود معدَّلة كتسارعات عمودية عالية يتم تعديلها بحيث تعطي تقييدًا للتسارع العمودي.

مزج التسارع العمودي ومعدل الانحدار يشار إليه في بعض الأحيان باسم تحكُّم C_N^* (C "نجمة"). ومزج معدل الانحدار والتسارع العمودي ليلبي معيار سيطرة الطيار، على أيّة حال، موضوع معقد كثيرًا وخارج نطاق هذا الفصل. ويكفي القول بأن السيطرة المثلى تتطلب مزج حدود التحكُّم، وهو المزج الذي يحتاج إلى تعديل على مدى مخطط حدود الطيران.

جدولة كسب البيانات الجوية ضرورية لتعديل كسب حدود التحكُّم لتتلاءم مع التغيرات في فعالية التحكُّم على مدى مخطط حدود الطيران كما شُرِح سابقًا.

حتى الآن، تم التعامل مع الطائرة كجسم صلب عند اشتقاق الاستجابة الديناميكية. وهيكل الطائرة، على أيّة حال، مرن وله أنماط انثناء والتواء متنوعة. يوضح الشكل (17.4) نمط انثناء الجسم الأول في المستوى الطولي للطائرة. تردد هذا النمط البنيوي هو عادة بين 8 إلى 15 Hz للطائرات القتالية/الهجومية و 2 إلى 4 Hz لطائرات النقل الجوي. وهناك أيضًا أنماط توافقية ثانية وثالثة عند ضعفي وثلاثة أضعاف تردد نمط الجسم الأول، وربما حتى أنماط أعلى كثيرًا. والأجنحة، وسطح الذيل (أو سطح المقدمة (foreplane))، والدفة لها أنماط اهتزاز بنيوية (انثنائية والتوائية) خاصة بها مقترِنة بهيكل الطائرة.



الشكل (17.4): نمط انثناء الجسم الأول.

ومستشعرات نظام التحكُّم بالرحلة التي تستشعر حركة الطائرة تستشعر أيضًا الانحراف البنيوي، وبالتالي تزدوج مع الأنماط البنيوية في عرى التحكُّم. موقع مستشعرات الحركة بالنسبة إلى عُقَد وبطون هذه الأنماط البنيوية يعتبر مهمًا. في المثال المبيّن في الشكل (17.4)، من الناحية المثالية، فإن جيروات معدل

الانحدار يمكن وضعها على البطن (اتجاه محور إدخال جيرو غير متغير) ومقياس التسارع العمودي على العقدة (إزاحة خطية تساوي الصفر). وفي هذا السياق، فإن أفضل موقع لمقياس التسارع العمودي هو العقدة الأمامية لأنه يقلل من تأثير الطور الغير الأدنى لعروة التحكُّم.

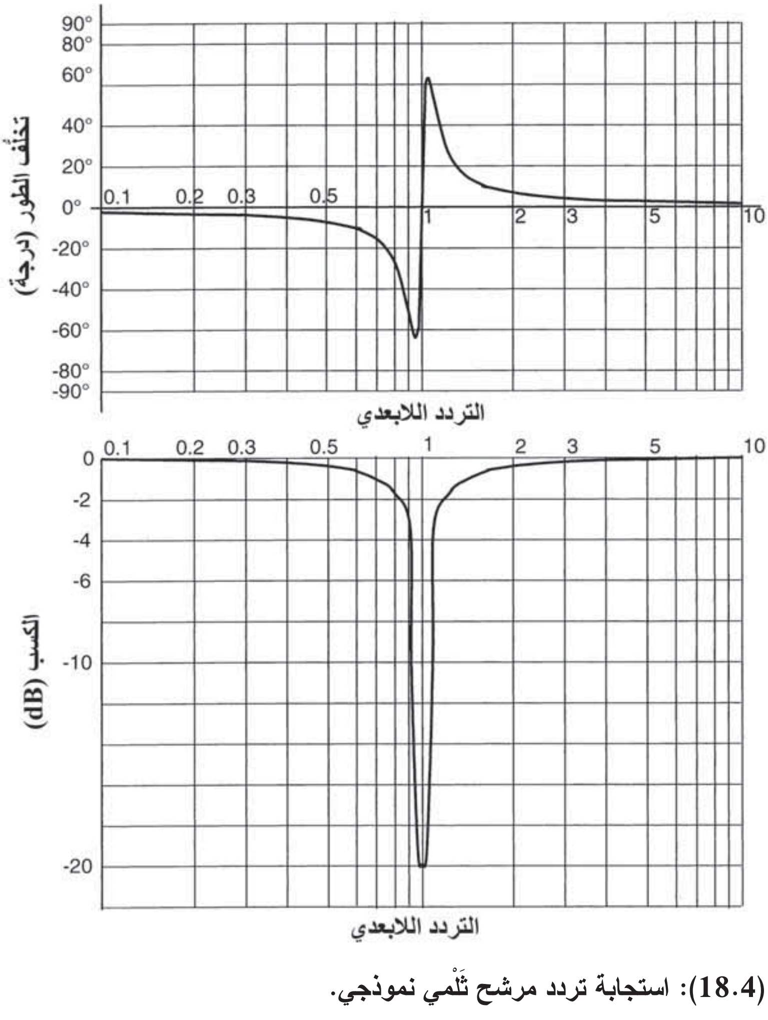
المواقع المثالية، على أيّة حال، قد لا تكون عملية، ويجب إجراء تسوية مقبولة على مواقع المستشعر. على سبيل المثال، وحدات قياس القصور الذاتي المُحكَمة التثبيت الحديثة تتطلب جيروات ومقاييس تسارع لوضعها متشاركة في جسم صلب. وموضع التسوية هو عادة بين العقدة البنيوية الأمامية والبطن المركزي. والأنماط البنيوية يمكن استثارتها بطريقتين:

أ- **قصوريًا ذاتيًا** من خلال قوى القصور الذاتي الناتجة من حيدان مركز كتلة سطح التوجيه عن الخط المفصلي. هذه القوى تتناسب طرديًا مع العجلة الزاويّة لسطح التوجيه.

ب- **ديناميكيًا هوائيًا** من خلال التغيرات في توزيع الضغط الديناميكي الهوائي فوق سطح التوجيه والأسطح القريبة عندما ينحرف سطح التوجيه عن موضعه الإسنادي. هذه القوى تتناسب مع انحراف سطح التوجيه والضغط الديناميكي.

ويجب ملاحظة أن قوى الاستثارة القصورية الذاتية هي في طور مخالف لقوى الاستثارة الديناميكية الهوائية (لأن العجلة الزاويّة لسطح التوجيه المهتز هي 180^{o} في طور مخالف للانحراف الزاويّ). وكِلتا المُركِّبتين تؤخذان في الاعتبار عند تقييم تأثيرات الازدواج البنيوي. وقوى الاستثارة المستحثة قصوريًا ذاتيًا هي السائدة عند السرعات الجوية المنخفضة في حالة جميع أسطح التوجيه المتحركة مثل أسطح الذيل. وقوى الاستثارة الديناميكية الهوائية كبيرة وسائدة عند السرعات الجوية العالية في حالة الوزن الخفيف نسبيًا، إلا أن أسطح توجيه الحافة الخلفية للجناح القوية ديناميكيًا هوائيًا مثل الأسطح الرافعة العاطِفة (elevons) والأسطح العاطِفة (ailerons) يمكن أن تستثير الأنماط البنيوية للجناح.

وبالتالي فإنه من الضروري توهين كسب عروة نظام التحكُّم بالرحلة عند ترددات النمط البنيوي لتفادي دفع الأسطح عند هذه الترددات واستثارة الأنماط المرنة. يوضح الشكل (18.4) استجابة التردد "لمرشح ثَلْمي" نموذجي، وسمي بذلك لأن الرسم البياني للكسب مقابل التردد له شكل الثُّلْمة. وحمولة المخازن الخارجية وحالة الوقود تُنتِج تغيُّرات كبيرة في الترددات النمطية ويجب أخذها في الاعتبار في المرشح الثَّلْمي وتصميم عروة نظام التحكُّم بالرحلة. تخلُّف الطور الناتج بواسطة المرشح الثَّلْمي عند الترددات الأقل من تردد الثُّلْمة (ارجع إلى الشكل (18.4)) له تأثير إزالة الاستقرار (de-stabilising) في عروة نظام التحكُّم بالرحلة.



الشكل (18.4): استجابة تردد مرشح ثَلْمي نموذجي.

1.1.3.4 عروة أمر معدل انحدار الطائرة القتالية الخفيفة الحركة

Agile fighter pitch rate command loop

ما يلي هو مثال محلول على عروة أمر معدل انحدار طائرة قتالية افتراضية خفيفة الحركة تعمل بنظام الطيران بواسطة الأسلاك بهامش سكوني سالب (غير مستقر) 12 في المئة. يجب التأكيد أن الطائرة هي افتراضية استنادًا إلى بيانات منشورة عن مختلف الطائرات القتالية الحديثة والقيم التقديرية.

دالة الانتقال في هذا المثال تم التعبير عنها بدلالة مؤثر لابلاس، s (Laplace operator)، من خلال تعويض s عن المؤثر $D(d/dt)$ لتتوافق مع ممارسة التحكم الهندسي العادي. واستخدام تحويلات لابلاس له عدة مميزات في التعامل مع الشروط الابتدائية في المعادلات التفاضلية ذات الدرجة العالية. القراء الذين ليست لديهم معرفة بتحويلات لابلاس سيجدونها مغطاة في معظم كتب الرياضيات للمهندسين الدراسية.

بيانات الطائرة

الكتلة m = 16,000 kg

الطول الكلي = 14.5 m

امتداد الجناح = 11 m

مساحة الجناح S = 50 m^2

عزم القصور الذاتي حول محور الانحدار I_y = 2.5×10^5 kg m^2

السرعة الجوية V_T = 300 m/s (600 عقدة تقريبًا)

- سقوط الجناح/g عند 600 عقدة = 2/3 درجة/g
- الهامش السكوني = سالب 12 في المئة
- مشتقة عزم الانحدار نتيجة انحراف سطح التوجيه M_η = 5×10^6 Nm/radian
- مشتقة عزم الانحدار نتيجة عزم الانحدار M_q = 5×10^5 Nm/radian per s

السؤال

من البيانات أعلاه، اشتق قانون مناسب للتحكُّم بالانحدار، مهمِلاً التخلُّفات في استجابة المشغِّل، والتأثيرات غير الخطية، والمرشحات الثَّلْميَّة للرنين البنيوي، الخ.

مراحل الحلول المفترَضة هي كما يلي:

المرحلة 1: اشتقاق دالة الانتقال q/η لطائرة عادية

- **اشتقاق T_1 و T_2**

$$T_1 = \frac{I_y}{M_q} = \frac{2.5\times10^5}{5\times10^5}$$

أي أن $T_1 = 0.5$ **s**.

ومعطى 2/3 درجة لسقوط الجناح/g عند 600 عقدة:

$$Z_\alpha \frac{2}{3}\times\frac{1}{60} = 16{,}000\times10$$

($1^\circ = 1/60$ radian و $g = 10$ m/s^2 تقريبًا). وبالتالي فإن $Z_\alpha = 1.44\times10^7$ N/rad.

$$T_2 = \frac{mU}{Z_\alpha} = \frac{16{,}000\times300}{1.44\times10^7}$$

أي أن $T_2 = 0.33$ **s**.

- **اشتقاق M_α**

المتوسط الديناميكي للوتر هو:

$$c = \frac{\text{مساحة الجناح}}{\text{امتداد الجناح}} = \frac{50}{11}$$

أي أن $c = 4.5$ m.

المسافة بين مركز الثقل والمركز الديناميكي الهوائي

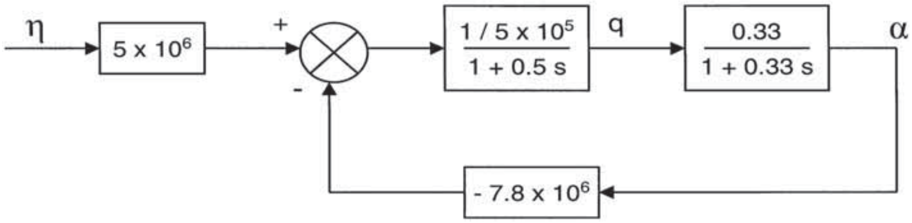
الهامش السكوني = المسافة بين مركز الثقل والمركز الديناميكي الهوائي / المتوسط الديناميكي للوتر = 12 بالمئة

المسافة بين مركز الثقل والمركز الديناميكي الهوائي = -0.12×4.5 m = -50 m

$M_\alpha = Z_\alpha \times$ (المسافة من مركز الثقل إلى المركز الديناميكي الهوائي)
$= 1.44\times 10^7 \times 0.54$

أي أن $M_\alpha = 7.8\times 10^6$ Nm/radian.

الرسم التخطيطي التمثيلي لديناميكية طائرة عادية مبيّن في الشكل (19.4) مع قيم عددية مُدْرَجة لكل من M_η، و M_q، و M_α، و T_1، و T_2 (ارجع إلى الشكل (30.3) في القسم 4.5.3، الفصل الثالث).



الشكل (19.4): رسم تخطيطي لدالة انتقال معدل الانحدار لطائرة عادية.

يمكن الحصول على q/η باستخدام الجبر للرسم التخطيطي على النحو التالي:

$$\frac{q}{\eta} = 5\times 10^6 \cdot \frac{\dfrac{1/5\times 10^5}{(1+0.5s)}}{1+\dfrac{1/5\times 10^5}{(1+0.5s)}\cdot\dfrac{0.33}{(1+0.33s)}(-7.8\times 10^6)}$$

وهذه المعادلة يمكن تبسيطها إلى:

$$\frac{q}{\eta} = \frac{60(1+0.33s)}{(s^2+5s-25)}$$

أو:

$$\frac{q}{\eta}=\frac{60\,(1+0.33s)}{(s+8.1)(s-3.1)}$$

استجابة الطائرة العادية لاضطراب أو لتحكُّم مُدخَل هي متفرِّقة بمركِّبة أُسية متفرقة بثابت زمني قدره 1/3.1 s، أيْ 0.32 s، أيْ $e^{t/0.32}$.

والآن $e^{0.7}\approx 2$، حيث إن الزمن لضِعف السعة $t_{\times 2}$ يعطى بالعلاقة:

$$\frac{t_{\times 2}}{0.32}=0.7$$

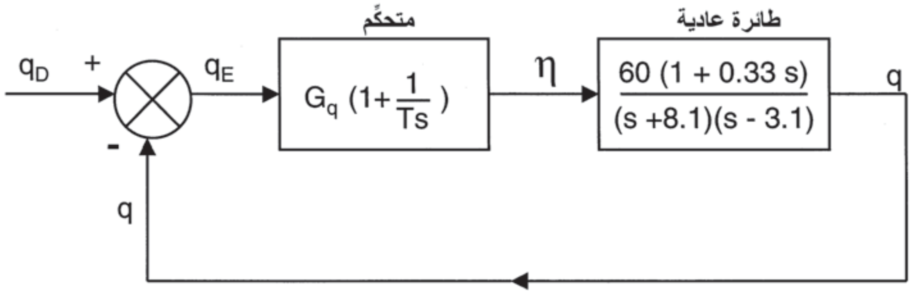
ومن ثم، فإن الزمن لضِعف السعة = 0.22 s.

المرحلة 2: اشتقاق دالة انتقال الاستقرار

عروة متطلب معدل الانحدار يمكن جعلها تستقر بواسطة متحكِّم بدالة انتقال:

$$G_q=\left(1+\frac{1}{Ts}\right)q_E$$

حيث G_q كسب المتحكِّم = درجات حركة سطح التوجيه لكل درجة لكل ثانية خطأ معدل الانحدار، وT الثابت الزمني للمكامل، و q_E خطأ معدل الانحدار. العروة كاملة مبيّنة في الشكل (20.4) على هيئة رسم تخطيطي.



الشكل (20.4): رسم تخطيطي للعروة كاملة.

دالة انتقال العروة المفتوحة هي:

$$\frac{q}{q_E}=\frac{60\,G_q(1+Ts)(1+0.33s)}{Ts\,(s+8.1)(s-3.1)}=KG(s) \qquad (4.8)$$

ودالة انتقال العروة المغلقة هي:

$$\frac{q}{q_D}=\frac{KG(s)}{1+KG(s)}$$

ويتم تقدير الاستقرار عن طريق جذور المعادلة:

$$1+KG(s)=0$$

والتي ينبغي أن يكون لها جزء حقيقي سالباً للاستقرار.

$$\left(1+\frac{60\,G_q(1+Ts)(1+0.33s)}{Ts\,(s+8.1)(s-3.1)}\right)q=0$$

وهذه المعادلة يمكن تبسيطها إلى:

$$\left[s^3+(5+20G_q)s^2+\left(60G_q+20\frac{G_q}{T}-25\right)s+60\frac{G_q}{T}\right]=0 \qquad (4.9)$$

وهذه المعادلة يمكن تحليلها إلى:

$$(s+a)(s^2+2\zeta\omega_0 s+\omega_0^2)=0 \qquad (4.10)$$

القيمة المطلوبة للتردد الطبيعي ω_0 هي حوالى 6.3 rad/s (أو 1 Hz) وهي أقل بكثير من تردد نمط انثناء الجسم الأول المحتمل ذي القيمة حوالى 12 Hz (قدرة g العالية وتأثيرات التشوُّه المرن الهوائي عند قيم عالية للضغط الديناميكي تتطلب بُنى صلابة عالية). وقيمة ω_0 بحوالى 1 Hz تتوافق أيضًا مع تلك للعديد من الطائرات القتالية التقليدية المتواجدة بصفات سيطرة جيدة. وقيمة نسبة التضاؤل، ζ، يجب أن تكون حوالى 0.6 لتحقيق استجابة تضاؤل جيدة والأخذ في الاعتبار تآكل هامش طور العروة نتيجة التخلُّفات في المشغِّل، والمرشحات الثَّلْميَّة للرنين البنيوي، الخ.

العامل التربيعي المطلوب هو بالتالي $(s^2+7.56s+39.7)$، وجذريه هما $(-3.8+j5)$ و $(-3.8-j5)$.

بعد الموافقة على هذين الجذرين، فإن قيم G_q و T يمكن الحصول عليها من استجابة الحلقة المفتوحة باستخدام طريقة المحل الهندسي للجذر. وهذه الطريقة تُعتبَر خارج نطاق أيّ كتاب تقديمي. إلا أنها، على أيّة حال، مغطاة بشكل جيد في معظم الكتب الدراسية العادية عن هندسة التحكُّم، ويمكن للقراء الراغبين بمزيد من الاطلاع على هذه الطريقة الرجوع إلى المراجع المناسبة في نهاية هذا الفصل.

ومن الممكن، على أيّة حال، اشتقاق قيم G_q و T المطلوبة بمساواة معاملات المعادلتين، على الرغم من أن هذه الطريقة ليست المستخدمة عادة عمليًا. ومع ذلك، فإنها توصل فكرة التحكُّم بنظام الكسب والثوابت الزمنية للحصول على الجذور المطلوبة لاستجابة العروة المغلقة.

بفك المعادلة (4.10) نحصل على:

$$\left(s^3+(a+2\zeta\omega_0)s^2+(\omega_0^2+2\zeta\omega_0 a)s+a\omega_0^2\right)=0 \qquad (4.11)$$

بمساواة معاملات s^2 و s والحدود الثابتة والتعويض عن قيمة $\zeta = 0.6$ و $\omega_0 = 6.3$ نحصل على:

$$5+20G_q = a+7.56 \qquad (4.12)$$

$$60G_q + 20\frac{G_q}{T} - 25 = 39.7+7.56a \qquad (4.13)$$

$$60\frac{G_q}{T} = 39.7a \qquad (4.14)$$

وبحل هذه المعادلات الآنية الثلاثة للقيم الثلاثة المجهولة G_q و T و a نحصل على:

$G_q = 0.46$ درجات سطح التوجيه/درجة لكل ثانية خطأ معدل انحدار

$T = 0.67$ s

$a = 6.58\ \text{s}^{-1}$

الاستجابة الانتقالية لاضطراب أو لمُدخَل تحكُّم بالتالي يتم تكوينها من إخماد بثابت زمني 1/6.58 s، أيْ 0.15 s، و 0.6 منحنى جيبي متضائل بشكل حرج بتردد طبيعي غير مضاءل 1 Hz (التردد الطبيعي المضاءل هو 5 rad/s أو 0.8 Hz) – أي أنه استجابة سريعة مضاءلة جيدًا.

ودالة انتقال الاستقرار المطلوبة هي:

$$0.46\left(1+\frac{1}{0.105s}\right)$$

2.3.4 التخلُّفات في عروة التحكُّم Lags in the control loop

لقد تم تبسيط المثال المحلول كثيرًا جدًا بإهمال التخلُّفات التي تتواجد في النظام الحقيقي وبافتراض أن الطائرة جسم صلب. والهدف هو لتوضيح المبادئ الأساسية، وخصوصًا استخدام التناسب زائدًا التكامل لقانون التحكُّم معدل الانحدار لاستقرار طائرة غير مستقرة ديناميكيًا هوائيًا.

تصميم نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك يجب أن يأخذ في الاعتبار جميع مصادر التخلُّفات الموجودة في عروة التحكُّم وأن يقوم بنمذجة تأثيرات الازدواج البنيوي لأنماط الانثناء بدقة.

والتخلُّفات في أيّ نظام عروة مغلقة هي مزيلة للاستقرار والمصادر الهامة للتخلفات هي:

1- المشغِّلات.

2- ديناميكية المستشعر ومرشحات الشوشرة.

3- الكُمُون (latency) في العمليات الحاسوبية.

4- المرشحات الثَّلْميَّة.

هذه التأثيرات سيتم مناقشتها بإيجاز فيما يلي:

استجابة المشغِّل: استجابة المشغِّلات عند الترددات المنخفضة أساساً هي تلك لمرشح الإمرار المنخفض (أو الدرجة الأولى)، ولكن كلما زاد التردد فإن التخلُّفات في

نظام مشغِّل المرحلة الأولى يصبح هو السائد. والنسبة بين المُخرَج إلى المُدخَل تهبط بمعدل تزايدي وتخلُّف الطور يزداد سريعًا. يبيّن الشكل (21.4) استجابة التردد لمشغِّل نموذجي للطيران بواسطة الأسلاك. تخلُّف الطور عند 1 Hz هو في المنطقة بين 10^o إلى 12^o، وعند 5 Hz هو حوالى 50^o. وعند 10 Hz، التخلف هو في المنطقة 90^o والنسبة بين المُخرَج إلى المُدخَل تهبط إلى 6 dB− تقريبًا (0.6 تقريبًا). يجب ملاحظة أن النموذج الديناميكي الكامل لمشغِّل نموذجي للطيران بواسطة الأسلاك هو في حدود نظام من الدرجة 11 عندما تؤخذ في الاعتبار جميع العناصر، بما في ذلك تأثيرات الانضغاطية في المائع الهيدروليكي.

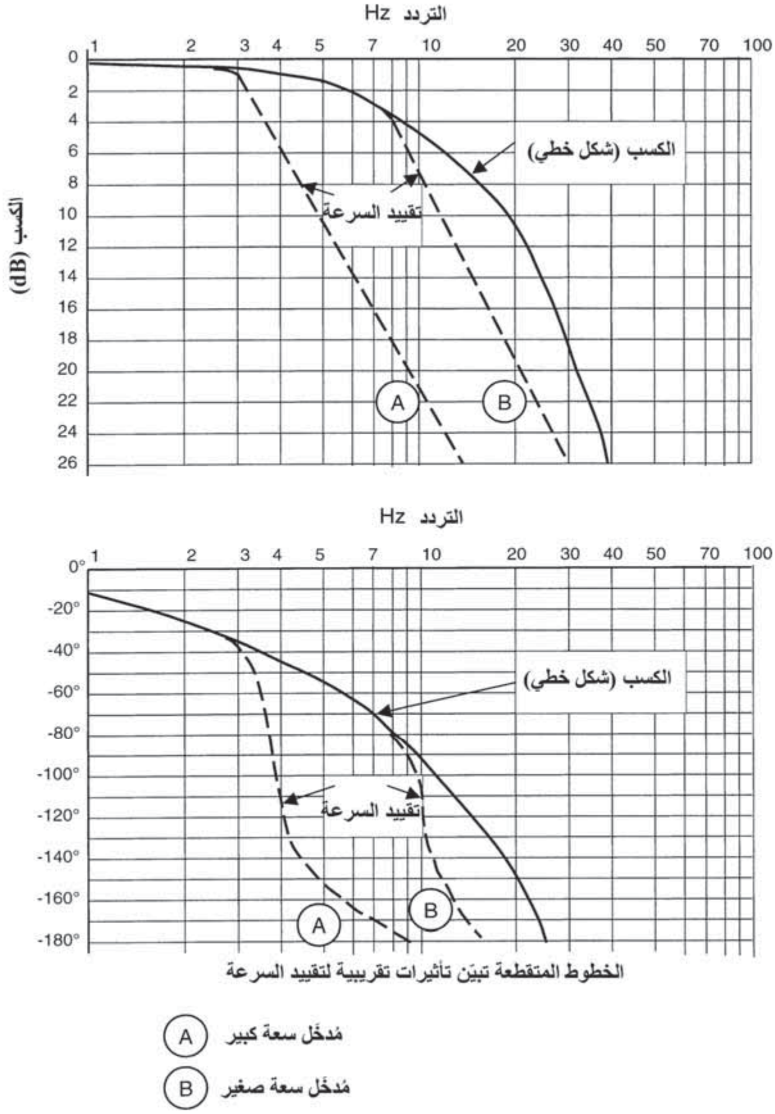
ويمكن للاستجابة، على أيّة حال، أن تتغير فجأة إذا حدث أيّ تقييد للسرعة ويمكن للمشغِّل أن يُظهِر زيادة كبيرة مفاجئة في تخلُّف الطور، كما هو مبيّن بالخطوط المتقطعة في الشكل (21.4). وتقييد السرعة (rate limiting) يمكن أن يَحدُث عند بلوغ حدود شوط صمام التحكُّم تحت ظروف مطالب السعة الكبرى. والسلوك تحت ظروف تقييد السرعة هي لاخطية وحالة البدء والتأثيرات تعتمد على سعة وتردد المطلب المُدخَل.

وإذا تم مواجهة تقييد السرعة، مثلاً أثناء المناورات القصوى، فإن تخلُّف الطور الإضافي الناتج في استجابة المشغِّل يمكن أن يؤدي إلى خفض شديد مؤقت لهوامش استقرار عروة الطيران بواسطة الأسلاك. ويمكن عندئذ أن تَحدُث صعوبات محتملة في السيطرة نتيجة لذلك.

لذلك، يتم اتخاذ عناية خاصة في مرحلة التصميم لتفادي تأثيرات تقييد السرعة في المناورات القصوى. وفتحات صمام التحكّم وشوط الصمام ينبغي قياسها على نحو ملائم.

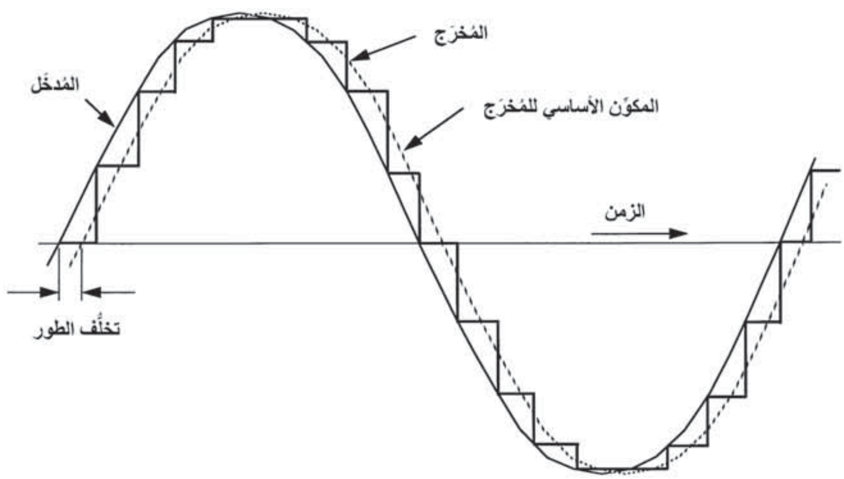
ديناميكية المستشعر: الاستجابة الديناميكية للمستشعر ربما ينبغي أخذها في الاعتبار اعتمادًا على أنواع المستشعرات المستخدَمة. على سبيل المثال، لجيروات كمية التحرك الزاويّ السرعية ذات المحورين، فإن نوع الجيروات المواَلفة ديناميكيًا ((dynamically tuned type (DTG)) لها عرى ميزان عزم الدوران بعرض حزمة في المنطقة 60 إلى 70 Hz. وجيروات الحالة الصلبة السرعية

المدارة بالآلة الدقيقة ذات الشوكة الكوارتزية الرنانة لها أيضًا عرض حزمة في المنطقة 60 Hz. تخلُّف الطور عند الترددات المنخفضة لهذه المستشعرات صغير نوعًا ما (حوالى 5^o عند التردد 5 Hz) إلا أنه قد يتطلب أن يؤخذ في الاعتبار إذا كان هناك رنين بنيوي ذا تردد أعلى. وقد تتطلب أيضًا مرشحات شوشرة على مُخرَجات المستشعر؛ وهذه المرشحات أيضًا تؤدي إلى تخلُّفات طورية.



الشكل (21.4): استجابة التردد لمشغِّل طيران بواسطة الأسلاك نموذجي.

الكُمُون: هذا التأثير ينشأ عن استخدام الكمبيوترات الرقمية في معالجة قوانين التحكم وبيانات المستشعر. وهو ينشأ من تأثيرين، ويؤدي كلٌّ منهما إلى تأخر الزمن، وبالتالي إلى تخلُّف الطور. هذان التأثيران هما التأخُّر العيِّني (sampling delay) (بيانات المستشعر يتم فحص عيِّناتها بشكل متقطع) وتأخر النقل (transport delay) (هناك دائمًا بعض التأخر بين وقت إجراء الحسابات ووقت إمرار نتائج الحسابات إلى المشغِّلات). يوضح الشكل (22.4) تخلُّف الطور الناتج بواسطة التأخُّر العيِّني؛ متوسط تأخُّر الزمن هو نصف فترة اختبار العيّنات. وتخلُّف الطور الناتج بواسطة تأخر الزمن يتناسب طرديًا مع التردد، ويساوي التردد الزاويّ مضروبًا في تأخر الزمن. على سبيل المثال، تأخر 10 ms من الزمن يؤدي إلى تخلُّف طور 7.2^{o} عند التردد المُدخَل 2 Hz؛ وعند 10 Hz فإن التخلُّف هو 36^{o}. والسعة، على أيّة حال، لا تتوهن مع زيادة التردد، وهي نفس الحالة التي تتم مع مرشح تخلُّف بسيط، وبالتالي فإن تأثير إزالة الاستقرار يكون أسوأ.



الشكل (22.4): تخلُّف الطور الناتج بواسطة التأخُّر العيِّني.

المرشحات الثَّلْميَّة: استجابة التردد لمرشح ثَلْمي نموذجي بسيط مبيّنة في الشكل (18.4). لاحظ الزيادة السريعة لتخلُّف الطور عند بلوغ التردد الثَّلْمي. وهذا يتبعه تغيّر سريع إلى سبْق طور أعلى من التردد الثَّلْمي الذي ينخفض إلى إزاحة طور قدرها صفر عند استمرار زيادة التردد.

ويمكن لطائرة الطيران بواسطة الأسلاك الحديثة أن تمتلك ربما إلى حد 10 أو أكثر من المرشحات الثَّلْميَّة في عروة التحكُّم بالانحدار لتغطي تنوُّعاً واسعاً من الرنين البنيوي. وقد يتطلب ربما إلى حد 6 مرشحات ثَلْميَّة في عرى التحكُّم بالدحرجة والانعراج.

المرشحات الثَّلْميَّة الرقمية تُستخدَم بشكل عام بدلاً من التناظرية لأن الترددات الثَّلْميَّة مستقرة جدًا وأخطاء تطابق الممر صغيرة. وقد تكون هناك، على أيّة حال، مرشحات ثَلْميَّة تناظرية بالإضافة إلى المرشحات الرقمية. ويجب ملاحظة أن تأثير التأخُّر العيِّني وتأخُّر النقل في حالة المرشح المنفَّذ رقميًا هو لإحداث إزاحة طفيفة في التردد الثَّلْمي. والممارسة الطبيعية هي "تشويه" المرشح من خلال التعديل الطفيف للثوابت بحيث إن التردد الفعلي يظهُر مباشرة بعد الأخذ في الاعتبار فحص العيّنات.

التخلُّفات المساهَمة بواسطة مرشحات ثَلْميَّة متتابعة عند الترددات المنخفضة تُحدِث تآكل هامشي الكسب والطور لعروة التحكُّم. ارجع إلى الشكل (18.4)، الذي يبيّن الطور مقابل التردد. وبالرغم من أن تخلُّف الطور عند ترددات استجابة عروة الطيران بواسطة الأسلاك (مثلاً 1 Hz إلى 3 Hz) قد يكون بضع درجات فقط، إلا أن التخلُّف التراكمي من عدة مرشحات ثَلْميَّة يمكن أن يكون كبيرًا.

إدخال دالة انتقال تقدُّم الطور في قانون التحكم لاسترداد هامش الطور، على أيّة حال، يزيد من الكسب عند الترددات الأعلى حيث يكون الرنين البنيوي متواجدًا. وهذا يعمل على حد مقدار تقدُّم الطور الذي يمكن استخدامه. بالرجوع إلى الشكل (11.4)، يمكن ملاحظة أن قيمة $n = 3$ ستؤدي إلى إنتاج سبْق طور أقصى قدره 28^{o} إلا أنها تزيد من الكسب عند الترددات العالية بمقدار 10 dB تقريبًا (n هي نسبة الثابت الزمني في بسط ومقام دالة الانتقال، على التوالي). وواضح أن هذا يقلل من العمق الفاعل للمرشحات الثَّلْميَّة بحيث تكون هناك مهمة تحسين كبيرة يجب أخذها في الاعتبار.

أحد الأمثلة الملائمة للتأثير في استقرار عروة نظام التحكُّم بالرحلة من تخلُّفات الطور الناتجة بواسطة عدة مرشحات ثَلْميَّة مبيّن في "رسم نيكول البياني"

(Nichol's chart) في الشكل (23.4) بالإضافة إلى تأثير عنصر تقدُّم الطور. تبيّن رسوم نيكول البيانية كسب وطور العروة المفتوحة عند ترددات معيّنة وتتيح قراءة هامشي الكسب والطور مباشرة.

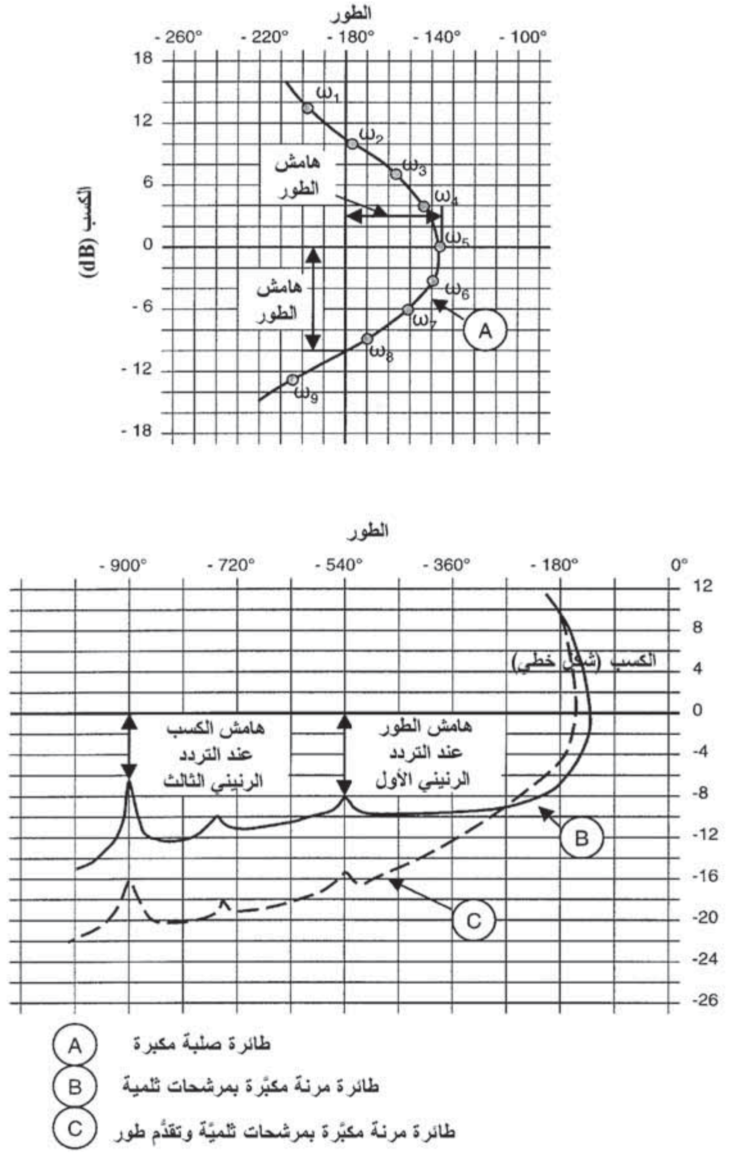
هامش الكسب هو المقدار الذي يمكن زيادته في كسب العروة قبل أن يَنتُج عدم الاستقرار لأن كسب العروة المفتوحة عند التردد الذي يكون فيه هناك تخلُّف طور قدره 180^o قد بلغ 0 dB (الوحدة). هوامش الكسب النموذجية هي حوالى 9 dB.

وهامش الطور هو تخلُّف الطور الإضافي الذي سيؤدي إلى عدم استقرارية عن طريق إنتاج تخلُّف طور قدره 180^o عند التردد الذي يكون فيه كسب العروة المفتوحة 10 dB. هوامش الطور النموذجية هي حوالى 45^o.

يجب ملاحظة أن طور الرنين البنيوي المتضائل طفيفًا يتغير بشكل سريع جدًا من قرابة الصفر قبل التردد الرنيني مباشرة إلى 180^o- أعلى التردد الرنيني مباشرة، حيث 90^o- هي عند التردد الرنيني. ودرجة النظام تزداد كثيرًا بواسطة الرنين البنيوي والمرشحات الثَّلْميَّة بحيث يتجاوز الطور مضاعَفات 360^o عند الترددات الأعلى. (الطور لنظام من الدرجة n يصل إلى $n\times90^o$). الطائرات القتالية الخفيفة الحركة الحديثة بنظام الطيران بواسطة الأسلاك يمكن أن يكون لها عرى تحكُّم طولية حتى الدرجة 80 عندما تؤخذ في الاعتبار جميع العوامل.

لكي تكون العروة مستقرة عند ترددات الرنين البنيوي فإن كسب الحلقة المفتوحة يجب أن لا يتجاوز 0 dB حيث يكون الطور 180^o- زائدًا مضاعَفات 360^o-؛ أيْ 540^o-، و 900^o-، و 1260^o-، الخ (وأيضًا 180^o-). ويتطلب هامش كسب مناسب، 9 dB مثلاً، عند هذه الترددات.

وترددات الرنين البنيوي حيث يكون تخلُّف طور العروة المفتوحة هو 360^o- أو مضاعفات 360^o- يمكن أن تتجاوز كسب 0 dB عند هذه الترددات، لأن تأثير العروة هو إخماد هذه الترددات.

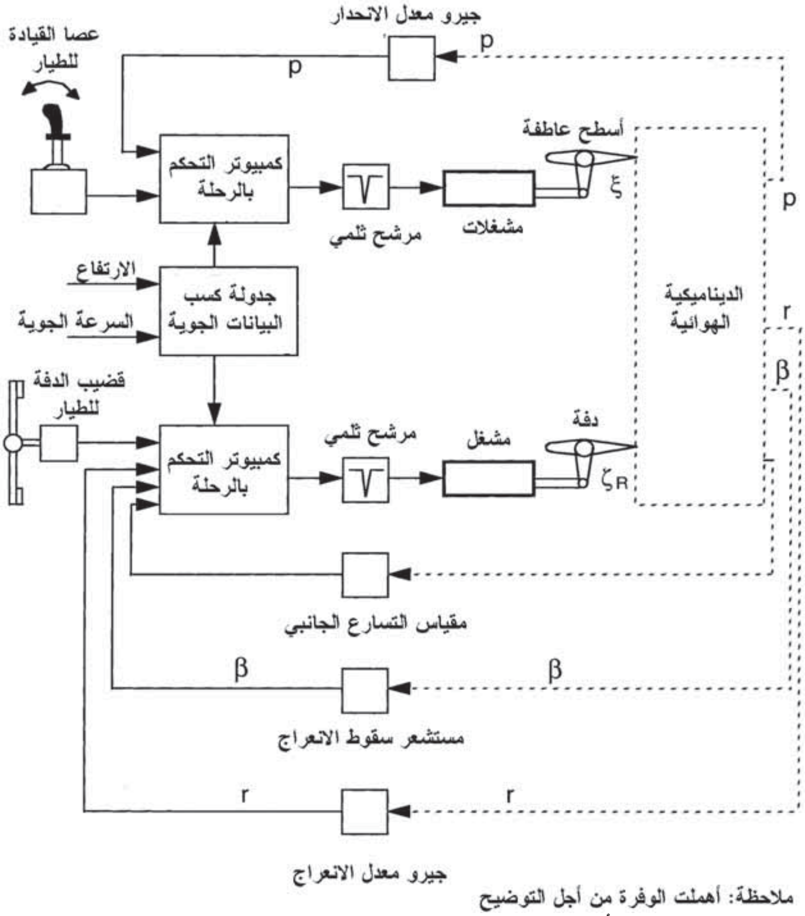


الشكل (23.4): استجابة تردد العروة المفتوحة لرسم نيكول البياني.

من الواضح أن طور العروة المفتوحة بالإضافة إلى الكسب يجب معرفتهما عند ترددات الرنين البنيوي تحت جميع الظروف، إذا تم الاعتماد على استقرار الطور. والبديل هو طلب هامش كسب مناسب، 9 dB مثلاً، عند جميع الترددات الرنينية وعدم الاعتماد على المعرفة الدقيقة للطور.

3.3.4 التحكُّم بأمر معدل الانحدار Roll rate command control

نظام أمر معدل الانحدار مبيّن في الشكل (24.4)، حيث حدّ التغذية الخلفية الأساسي هو معدل الانحدار من جيروات معدل الانحدار. وتُستخدَم أيضًا مستشعرات أخرى للتحكُّم بالدفة آليًا لمواجهة وإخماد تأثيرات الاقتران المتبادَل الجانبية المشروحة في الفصل الثالث (القسم 5.3). وحدّ التغذية الخلفية لمعدل الانعراج، r، المشتق من جيروات معدل الانعراج توفر دالة الاستقرار الآلي للانعراج. الحدود الأخرى يمكن أن تتضمن زاوية سقوط الانعراج، β، من مستشعرات سقوط الانعراج والتسارع الجانبي من مقاييس التسارع الجانبي.



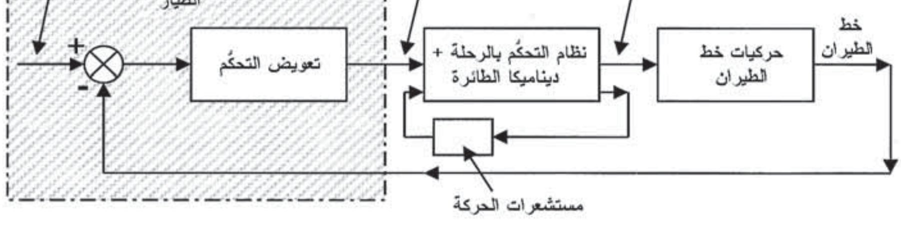
الشكل (24.4): عُرى تحكُّم الطيران بواسطة الأسلاك الجانبي – أمر معدل الانعراج.

وكما هو الحال في عروة أمر معدل الانحدار، تُستخدَم جدولة كسب البيانات الجوية لتعديل كسب حدود التحكم. ويمكن أيضًا استخدام حدود الاشتقاق والتكامل. وتُستخدَم المرشحات الثَّلْميَّة أيضًا لتوهين كسب العروة عند ترددات الرنين البنيوي.

4.3.4 صفات السيطرة والذبذبات المستحثة بواسطة الطيار

Handling qualities and PIOs

التحكُّم بخط طيران الطائرة من قِبَل الطيار يمكن تمثيله كعملية عروة مغلقة، كما هو مبيّن في الرسم التخطيطي في الشكل (25.4). الطيار هو جزء التكامل للعروة الخارجية بالتسلسل مع العروة الداخلية التي تتكون من نظام التحكُّم بالرحلة وديناميكا الطائرة. يتحكم الطيار بوضع الانحدار وزاوية الميل الجانبي من خلال نظام التحكُّم بالرحلة لكي يقوم بتغيير مقدار والاتجاه المكاني لمتجه قوة الرفع. متجه قوة الرفع المؤثر في الطائرة يقوم عندئذ بإحداث التغيُّر المطلوب في خط طيران الطائرة من خلال حركيات خط الطيران (flight path kinematics). وغلق العروة يتم من خلال مدارك الطيار. تطابق استجابة الطائرة مع استجابة الطيار بالتالي يحدد خصائص سيطرة الطائرة (أو الطيران). وصفات السيطرة الجيدة يمكن تعريفها بأنها تلك الخصائص للسلوك الديناميكي للطائرة التي تمكِّن الطيار من ممارسة التحكُّم الدقيق بعبء عمل منخفض للطيار. وتحقيق خصائص السيطرة الجيدة هدف رئيسي في تصميم نظام التحكُّم بالرحلة.



الشكل (25.4): الطيار في العروة.

جودة خصائص السيطرة وعبء عمل الطيار يتم التعبير عنها بدلالة مقياس تقييمات كوبر–هاربر (Cooper-Harper scale of ratings) من واحد إلى عشرة؛ حيث واحد يدل على الصفات المحتملة الممتازة، وعشرة على الصفات المحتملة الأسوأ. هذه التقييمات يتم اشتقاقها من تعليقات الطيار في إنجاز مدى من المهام التي يتم تحديدها بدلالة فئات طور الرحلة A، و B، و C.

الفئة A تشتمل على مهام مطلوبة مثل القتال جو–جو، أو جو– أرض، وفي إعادة التزوُّد بالوقود أثناء الطيران.

والفئة B تشتمل على مهام أقل مطلبًا مثل الصعود، والتطواف، والنزول. والفئة C تشتمل على مهام طرفية مثل الهبوط والإقلاع.

يبيّن الجدول (1.4) مقياس تدرُّجات كوبر–هاربر لقياس رأي الطيار.

العيوب في تصميم نظام التحكُّم بالرحلة يمكن أن يؤدي إلى ما يُشار إليه باسم "الذبذبات المستحثة بواسطة الطيار" (pilot induced oscillations (PIOs)). وهذه عبارة عن ذبذبات مستدامة أو غير متحكَّمة ناشئة عن جهود الطيار للتحكُّم بالطائرة. وهذه الذبذبات يمكن أن يكون لها نتائج كارثية في الحالات القصوى.

لقد تم مواجهة ظاهرة الذبذبات المستحثة بواسطة الطيار منذ بداية الطيران المزوَّد بالقدرة؛ وطائرة رايت (Wright) الأصلية كانت عرضة للذبذبات المستحثة بواسطة الطيار. وقد كانت الذبذبات المستحثة بواسطة الطيار في الطائرات غير المعزَّزة التقليدية بشكل عام نتيجة عيوب في التصميم مثل التضاؤل المنخفض لنمط انحدار الفترة القصيرة أو حساسية التحكُّم المنخفضة (قوة العصا/g).

الجدول (1.4): مقياس كوبر–هاربر

المستوى	تقييم الطيار	خصائص الطائرة	مطالب على الطيار في المهام المختارة أو العمليات المطلوبة
1 مُرضٍ بدون تحسينات	1	ممتازة، مرغوبة جدًا	تعويض الطيار ليس عاملاً للأداء المرغوب
	2	جيدة، عيوب مهمَلة	تعويض الطيار ليس عاملاً للأداء المرغوب
	3	مقبولة، بعض العيوب الطفيفة البغيضة	أدنى تعويض للطيار مطلوب للأداء المرغوب
	4	صغرى ولكن عيوب مزعجة	الأداء المرغوب تطّلب تعويضاً معتدلاً للطيار
2 تحسين ضمان العيوب			
	5	عيوب بغيضة معتدلة	الأداء الملائم تطّلب تعويضاً كبيراً للطيار
	6	عيوب بغيضة جدًا ولكن ممكن احتمالها	الأداء الملائم تطّلب تعويضاً شاملاً للطيار
	7	عيوب عظمى	الأداء الملائم لا يمكن إحرازه بأقصى تعويض ممكن احتماله للطيار. قابلية التحكم ليست موضع سؤال.
3 تحسين ضمان العيوب			
	8	عيوب عظمى	تعويض كبير للطيار مطلوب للتحكُّم
	9	عيوب عظمى	تعويض حاد للطيار مطلوب للحفاظ على التحكُّم
	10	عيوب عظمى	سيتم فقد التحكُّم خلال بعض أجزاء العملية المطلوبة

مع ظهور الطائرات بنظام الطيران بواسطة الأسلاك بمنظومات تحكُّم للتغذية الخلفية ذات كسب عالٍ، على أيّة حال، كانت الذبذبات المستحثة بواسطة الطيار بشكل عام نتيجة بعض الأحداث غير الخطية مثل تقييد السرعة في النظام المشغِّل. وتقييد السرعة يمكن أن يؤدي إلى زيادة مفاجئة في تخلُّف المشغِّل وانحطاط ناشئ عنها وتخلُّف في استجابة نظام التحكُّم بالرحلة. وقد تمّت مواجهة الذبذبات المستحثة بواسطة الطيار، في الواقع، في الاختبارات الأولى لتطوير الطيران على الطائرات القتالية Lockheed YF22 والطراز الأول من الطائرات القتالية SAAB JAS 39 Gripen وأيضًا اختبارات الطيران الأولى لطائرات النقل C17 وبوينغ 777. وقد نُسِبَت هذه إلى تأثيرات تقييد السرعة. وعلى كل حال، يجب ملاحظة أن تقييد السرعة ليس بالضرورة أن يؤدي إلى الذبذبات المستحثة بواسطة الطيار وطريقة التنبؤ بمتأثرية الذبذبات المستحثة بواسطة الطيار، وعلى وجه الخصوص التي تلي حدثاً غير خطي، ليست بعد حالة ناضجة. بتحليل تأثيرات السلوك غير الخطي في عنصر في عروة التحكُّم أمر معقد جدًا من حقيقة أن استجابة العنصر هو غير خطي ويعتمد على تردد وسعة مُدخَلات الطيار.

موضوع خصائص السيطرة والذبذبات المستحثة بواسطة الطيار يتضمن خلفية معرفية واسعة جدًا، ومن الممكن ضمن قيود المساحة تقديم فقط استعراض موجز جدًا.

التحكُّم الذي يتم ممارسته بواسطة الطيار (ارجع إلى الشكل (24.4)) يتأثر بالعوامل الآتية. هناك تأخر زمني متأصل في حدود 0.3 ثانية في استجابة الطيار. وحساسية تحكُّم الطيار، أو الكسب، على أيّة حال، يمكن تغييرها، كما أن الطيار قادر على تقديم سبْق طور للتعويض عن استجابة الطائرة أو تنعيم استجابة مرشح التخلُّف إذا تطلب الأمر. عرض حزمة الطيار هي في حدود 0.5 Hz. ويجب ملاحظة أن الطيار لا يرغب تطبيق السبْق أو التخلُّف نتيجة الزيادة المتسببة في عبء العمل.

افترض الآن أن الطيار كجزء من نظام تحكُّم ذو عروة مغلقة. هناك العديد من عناصر التخلُّف في عروة التحكُّم الخارجية تشتمل على الطيار والتجميع

المكوَّن من نظام التحكم بالرحلة/هيكل الطائرة وتخلُّف الطور حول العروة يصل إلى ويتجاوز 180^o كلما زاد التردد. ويمكن ملاحظة أنه، في أي نظام تحكُّم ذي عروة مغلقة، زيادة الكسب الممارَس بواسطة عند تردد التخلُّف 180^o سيؤدي إلى عدم استقرار العروة إذا وصل كسب العروة إلى الوحدة. وبهذا، إذا قام الطيار بزيادة كسبه في محاولة للحصول على تحكُّم مُحكَم والتغلب على تخلُّف في استجابة الطائرة، فإن العواقب يمكن أن تصبح مزيدًا من عدم التحكُّم الطائرة. ويصبح الطيار خارج الطور، وكلما بذل الطيار جهدًا للتحكم بالطائرة أصبح الوضع أسوأ، ونتجت الذبذبات المستحثة بواسطة الطيار. المراجع المتعلقة بموضوع خصائص السيطرة معطاة في نهاية هذا الفصل.

5.3.4 نظرية التحكُّم الحديثة Modern control theory

إن معالجة أنظمة التحكُّم بالرحلة ذات العروة المغلقة في هذا الكتاب قد استخدَمت طريقة نظرية التحكُّم الخطية الكلاسيكية. وديناميكية الطائرة قد تم تبسيطها أينما أمكن لتمكين الحصول على معرفة أساسية جيدة – على سبيل المثال، تبسيط ديناميكية الانحدار إلى دالة انتقال من نظام الدرجة الثانية بافتراض أن السرعة الأمامية ثابتة على مدى حركة الفترة القصيرة، واشتقاق استجابة معدل الدحرجة لحركة السطح العاطف بافتراض حركة دحرجة نقية، وإهمال تأثيرات الاقتران المتبادَل للدحرجة/الانعراج.

وبالمثل، حركة انعراج الفترة القصيرة يتم اشتقاقها أولاً بافتراض حركة انعراجية نقية وإهمال تأثيرات الاقتران المتبادَل للانعراج/الدحرجة. وقد تم اشتقاق التمثيل الأكثر دقة للسلوك الديناميكي، كما تم شرح التمثيل الديناميكي للطائرة كمصفوفة من معادلات الحالة ذات الدرجة الأولى في الفصل الثالث (القسم 5.4.3). تمثيل النظام الديناميكي وعمليات التحكُّم في صورة مصفوفات من معادلات الدرجة الأولى هو سِمة هامة لما يُشار إليه الآن بنظرية التحكُّم الحديثة.

أنظمة التحكُّم بالرحلة تندرج ضمن فئة أنظمة تحكُّم العروة المغلقة للمُدخَل المتعدد/المُخرَج المتعدد ((multi-input/multi output (MIMO)) عندما يتم بذل تحكُّم حوالى 3 محاور، وتكون هناك ست درجات من الحرية. وطريقة نظرية التحكُّم الكلاسيكية مناسبة جدًا لأنظمة تحكُّم العروة المغلقة للمُدخَل الواحد/ المُخرَج الواحد ((single input/single output (SISO)) وبعض أنظمة المُدخَل الواحد/المُخرَج المتعدد ((single input/multi-output (SIMO)) (مُخرَجَان مثلاً).

على أيّة حال، لقد تم تطوير نظرية التحكُّم الحديثة بشكل محدد للتعامل مع أنظمة MIMO وهي الآن تُستخدَم على نحو واسع في تصميم الأنظمة الحديثة للتحكُّم بالرحلة. وهذه التقنيات فعالة جدًا ويمكنها أن تتعامل مع الأنظمة اللاخطية. الطرق المستخدَمة، على أيّة حال، تتطلب معرفة جيدة بجبر المصفوفات وليس جميع القراء على اطلاع بهذا الموضوع. لهذا السبب، فإن طريقة نظرية التحكُّم الكلاسيكية قد اعتُبِرت مناسبة أكثر لهذا الكتاب لأن المقصود هو أن يكون بمثابة مقدمة لموضوع كبير ومتعدد المجالات. ويجب التأكيد أن طرق نظرية التحكُّم الكلاسيكية تُستخدّم بشكل واسع بالتوازي مع طرق نظرية التحكُّم الحديثة بسبب قوتها وبروزها في مجالات محدَّدة.

المراجع المناسبة المتعلقة بموضوع طرق نظرية التحكُّم الحديثة معطاة في نهاية هذا الفصل للقراء الراغبين في معرفة المزيد حول هذا الموضوع.

4.4 الوَفرة والبقاء من الفشل Redundancy and failure survival

1.4.4 الأمان والسلامة Safety and integrity

من الواضح أن نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك يجب أن لا يكون أقل أمانًا من أنظمة التحكُّم الميكانيكية التي يحل محلها. ويتم تحديد مستويات الأمان المطلوبة من حيث احتمالية الفشل الكارثي الحادث في النظام من أيّ سبب

مهما كان والذي قد يؤدي إلى فقدان التحكُّم بالطائرة. وبشكل عام، فقد تم تحديد أن احتمال الفشل الكارثي في نظام التحكُّم بالرحلة يجب أن لا يتجاوز 10^{-7}/ساعة للطائرات العسكرية و 10^{-9}/ساعة للطائرات المدنية.

هذه القيم المنخفضة جدًا للاحتمال من الصعب تصورها وأيضًا من المستحيل تحقيقها إحصائيًا. لتوضيح الفكرة عن مقدارها، فإن احتمال فشل بقيمة 10^{-9}/ساعة يعني أن أسطولاً من 3,000 طائرة يطير بسرعة 3,000 ساعة في السنة سوف يعاني فشلاً كارثياً واحداً لنظام الطيران بواسطة الأسلاك في 100 سنة! واستعمال الطائرات العسكرية في السنة أقل بكثير من طائرات النقل المدنية بحيث أن القيمة 10^{-7}/ساعة لنظام الطيران بواسطة الأسلاك يعتبر مقبولاً.

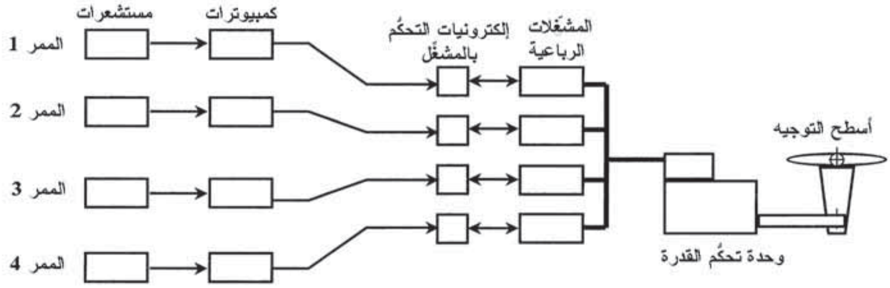
يجب ملاحظة أن المستوى الإحصائي الحالي للسلامة الذي تم تحقيقه في نقل الطائرات المدنية يوافق تقريبًا القيمة 10^{-6}/ساعة. هذه القيمة يتم اشتقاقها من إجمالي عدد حوادث الطائرات المدنية التي تحدث في السنة الناجمة عن جميع الأسباب مقسومة على إجمالي عدد الطائرات التي تطير وساعات تشغيلها السنوي.

المتوسط الزمني بين حالات الفشل (mean time between failures (MTBF)) لنظام طيران بواسطة الأسلاك ذي قناة واحدة هو في حدود 3,000 ساعة. وينبغي لنظام الطيران بواسطة الأسلاك بالتالي أن يمتلك وفرة بقنوات متماثلة متعددة بحيث يكون قادرًا على البقاء على الأقل من فشلين، إذا توجب تلبية هذه القيم المنخفضة جدًا لاحتمال الفشل.

وواضح أن هناك قيودًا اقتصادية لعدد قنوات الوفرة المتماثلة. وبصرف النظر عن تكلفة القنوات الإضافية، يتم خفض المتوسط الزمني بين حالات الفشل للنظام كاملاً، وبالتالي ينخفض توفر النظام. وبينما يكون مقبولاً للطيران بقناة واحدة فاشلة، بافتراض وفرة كافية، فإن التأثير في التوفر يصبح واضحًا إذا كان كامل المتوسط الزمني بين حالات الفشل منخفضاً جدًا.

2.4.4 إعدادات الوفرة Redundant configurations

يتكون إعداد الوفرة المؤسَّس جيدًا من أربع قنوات من المستشعرات مستقلة تمامًا وكمبيوترات في ترتيب متماثل لتعطي إمكانية البقاء المطلوب من الفشل – وهذا الإعداد يُشار إليه باسم النظام الرباعي. ويتم إعداد القنوات الأربع المستقلة بعد ذلك لتشغيل نظام مشغِّل بقاء من الفشل بوفرة كافية بحيث إن نظام الطيران بواسطة الأسلاك كاملاً للمستشعرات المتصلة مع بعضها البعض، والكمبيوترات، والمشغِّلات تستطيع البقاء من أيّ فشلين ناتجين من أيّ سبب. يوضح الشكل (26.4) أساسيات الإعداد الرباعي.



ملاحظة: موضع التغذية الخلفية من مشغِّلات سطح التوجيه تم حذفها للتوضيح.

الشكل (26.4): إعدادات النظام الرباعي.

أمان مصادر القدرة الكهربائية ومصادر القدرة الهيدروليكية حيوي جدًا، ويجب تقديم وفرة ملائمة بحيث يستطيع النظام البقاء من الفشل في كلٍّ من مصدري القدرة الكهربائية والهيدروليكية. وفي الواقع، نقطة البدء في تصميم أيّ نظام طيران بواسطة الأسلاك هي مستويات الأمن والسلامة والوفرة المطلوبة لأنظمة مصدري القدرة الكهربائية والهيدروليكية لأن سلامتها يسود أمن كامل نظام الطيران بواسطة الأسلاك.

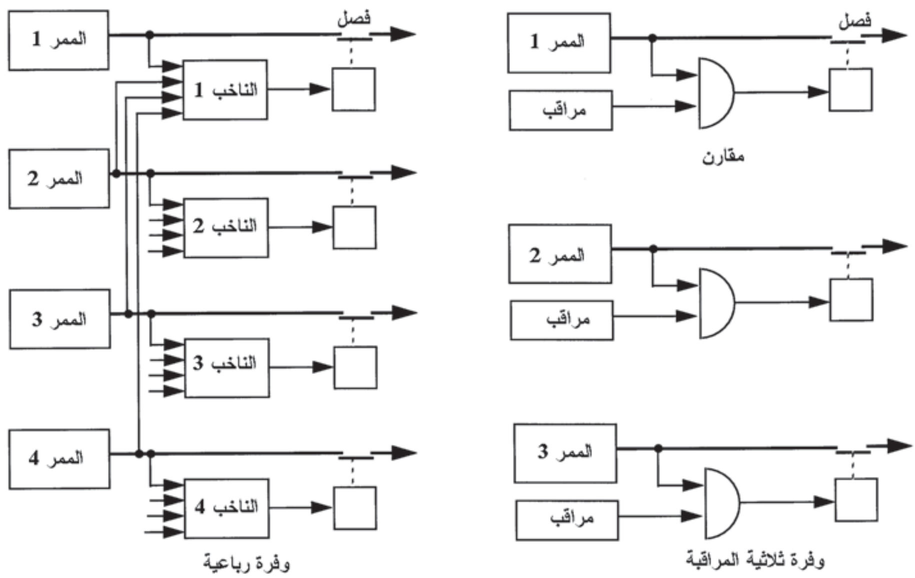
بأربع قنوات مستقلة تمامًا، فإن الافتراض عُمِل بحيث إن احتمال فشل ثلاث أو أربع قنوات في نفس الوقت مُهمَل. هذا الافتراض سيتم مناقشته في القسم

5.4.4. وبهذا، إذا فشل أحد الأنظمة "بتعسُّر" (hard over) (أي يتطلب حركة قصوى لسطح التوجيه)، فإن القنوات الثلاث "الجيدة" المتماثلة الأخرى يمكنها أن تتجاوز القناة الفاشلة. وعلى أيّة حال، للاستمرار بعد فشل آخر فإنه من الضروري فصل القناة الفاشلة الأولى، وإلا فسيكون هناك تعادل – قناتان جيدتان مقابل قناتين فاشلتين متعسرتين، بحيث لا يتحرك سطح التوجيه – أي حالة "فشل سلبي" (fail passive).

بناء على ذلك، يتم الكشف عن حالات الفشل بالمقارنة العرضية للقناتين المتماثلتين وتصويت الأغلبية وفقًا لمبدأ "استثناء الشاذ". النظام الرباعي بالتالي قادر على البقاء من فشلين بتصويت الأغلبية وفصل القنوات الفاشلة وانحطاط النظام إلى الوفرة الثلاثية بعد الفشل الأول والوفرة الثنائية بعد الفشل الثاني. الفشل الثالث يؤدي إلى حالة فشل سلبي، وتواجِه القناة "الجيدة" القناة الفاشلة.

ودمج نظام مراقبة لفحص الأداء الصحيح للقنوات إلى مستوى ثقة عالية جدًا يمكن أيضًا أن يتيح تحديد القناة الفاشلة وفصلها، وهذا يؤدي إلى إعدادات بديلة للبقاء من الفشل تُعرَف باسم "النظام الثلاثي المُراقَبة" (monitored triplex). إعدادات النظام الثلاثي المُراقَبة تشتمل على ثلاث قنوات متماثلة ومستقلة تمامًا مع مراقبة كل قناة بنظام متباين للكشف عن الفشل. بافتراض أن هذه المراقبة هي ذات درجة عالية بما يكفي للأمان ومستوى الثقة، فإن هذا النظام يمكنه البقاء من فشلين.

الميزات الخاصة بكل من النظامين مقسمة بالتساوي تمامًا؛ النظام الثلاثي المُراقَبة له بالأحرى أجهزة أقل، ولذا يمكن أن يكون أقل تكلفة. وهذا توازُن "بالرؤية" الأفضل من حيث ثقة البقاء من الفشل للنظام الرباعي، وخصوصًا عندما يتضمن مراقبة ذاتية لمستوى ثقة عالية. يوضح الشكل (27.4) رسمًا تخطيطيًا لإعدادات الوفرة الرباعية والوفرة الثلاثية المُراقَبة.



الشكل (27.4): إعدادات الوفرة.

3.4.4 التصويت والتوحيد **Voting and consolidation**

كما أُشير سابقًا، يتم الكشف عن حالات الفشل بالمقارنة العرضية وتصويت الأغلبية. ومع ذلك، فإنه من الضروري أن تؤخذ في الاعتبار المتغيرات العادية في مُخرجات المستشعرات المتماثلة التي تقيس كميات معيّنة نتيجة الأخطاء المتأصلة في المستشعرات والتجاوزات المسموحة في تصنيعها. الأخطاء العادية في المستشعرات تتضمن عوامل مثل:

أ- أخطاء عامل القياس (scale factor errors).

ب- أخطاء الخطِّية (linearity errors).

ج- أخطاء حيدان صفرية أو مهملَة القيمة (null or zero offset errors).

د- أخطاء التخلُّفية (hysteresis errors).

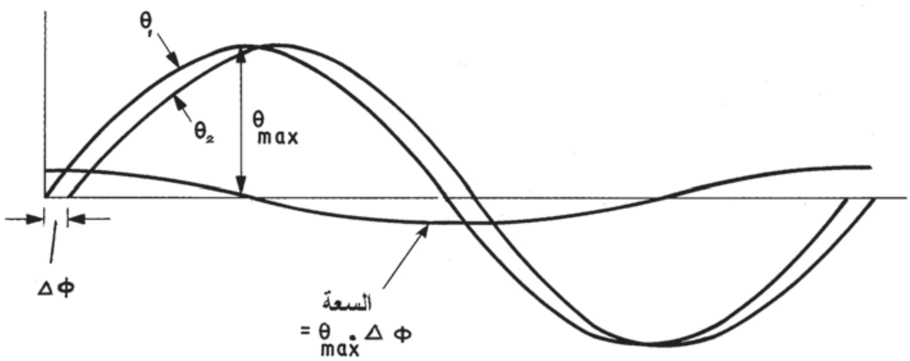
ه- تغيُّر العوامل السابقة مع درجة الحرارة، الخ.

الدقة المطلقة للمستشعر نوعًا ما أقل أهمية (ضمن الحد المعقول) من التغيُّر، أو "خطأ التتبُّع" المنتشر بين المستشعرات على حِدَة، وخصوصًا تحت الظروف الديناميكية. على سبيل المثال، الحالة التي تكون فيها جميع المستشعرات في خطأ بنفس القيمة تقريبًا والتغيُّرات بين المستشعرات على حِدة صغيرة ستكون مفضلة إلى دقة مطلقة أعلى ولكن بتغيُّر أكبر. والتغيُّرات في الاستجابة الديناميكية للمستشعرات المتماثلة يجب أن تكون صغيرة. على سبيل المثال، افترض مستشعرين يقيسان كمية متغيرة جيبيًا ولكن بتخلُّف طور مختلف طفيف بين مُخرَجات المستشعرين. الفرق بين مُخرَجات هذين المستشعرين هو كمية متغيرة جيبيًا بفرق طور 90^o مع الكمية المُدخَلة وبسعة تتناسب طرديًا مع هذا الفرق في الطور (انظر الشكل (28.4)). وبهذا، فإن فرق طور قدره 2^o (1/30 rad تقريبًا) يؤدي إلى تتبُّع منتشر بمقدار أعلى من 3 في المئة من القيمة القصوى للكمية المُدخَلة.

هذه النتيجة تم التوصل إليها كالتالي: افترض أن θ_1 و θ_2 هما مُخرَجات مستشعرَين يقيسان كمية مُدخَلة θ، والمستشعر الأول له تخلُّف طور $ø$ والمستشعر الثاني له تخلُّف طور $(ø+\Delta ø)$، وافترض أيضًا للتبسيط أن كِلا المستشعرَين يقيسان السعة القصوى θ_{max} بدون أخطاء. وبهذا، الفرق بين مُخرَجات المستشعرَين هو:

$$\theta_{max}\sin(\omega t - ø) - \theta_{max}\sin[\omega t - (ø + \Delta ø)]$$

$$= \Delta ø\,\theta_{max}\cos(\omega t - ø)$$



الشكل (28.4): تتبُّع المستشعر – تأثير فرق الطور الصغير.

وينبغي بالتالي أن يكون للمستشعرَين عرض حزمة عالية بحيث تكون تخلُّفات الطور عند ترددات تحكُّم الطائرة صغيرة مهما حدث، وتغيُّرات الطور بين المستشعرَين ستكون بالتالي صغيرة جدًا. والتغيُّرات بين المرشحات المستخدَمة لترشيح شوشرة مخرَجات المستشعر يتم أيضًا تقليلها إلى الحد الأدنى باستخدام مكونات مستقرة ودقيقة في المرشحات.

خوارزميات الكشف عن الفشل تتيح اكتشاف وعزل المستشعر الذي تقوم مخرَجاته بالرحيل بأكثر من القيمة المحددة من انتشار الخطأ العادي. هذه القيمة لبدء الفصل (disconnect threshold) بالاقتران مع خوارزميات الكشف عن الفشل والعزل تحدد مقدار الانتقال الذي يمكن للطائرة أن تمارسه نتيجة المستشعر الفاشل الذي يتم فصله. وهناك بالتالي متطلبان متعارضان:

أ- عدد منخفض من حالات الفصل المزعجة.

ب- انتقال أدنى عند فصل مستشعر فاشل.

إذا تم إعداد بدء الفصل إلى قيمة منخفضة جدًا، فإن المستشعر يُعتبَر فاشلاً، ويتم فصله عندما يكون فقط عند حافة التجاوزات المسموحة في مواصفاته، أيْ الفصل المزعج. وعلى العكس من ذلك، إذا تم الإعداد إلى قيمة عالية جدًا، فإنه عند حدوث فشل حقيقي فإن مقدار الانتقال عند فصل مستشعر فاشل يمكن أن يكون كبيرًا على نحو غير مقبول. ويمكن تقسيم حالات الفشل إلى الفئات التالية:

أ- حالات فشل "متعسر" حيث تكون مُخرَجات المستشعر الفاشل متعسرة كاملة المقياس، ويتطلب حركة سطح توجيه ذات سلطة كاملة بنتائج كارثية.

ب- حالات فشل ذات مُخرَجات صفر (zero output failures) حيث تكون مُخرَجات المستشعر صفراً، وبالتالي لن يَحدُث إجراء التحكُّم.

ج- حالات فشل "متباطئ" (slow over failures) حيث يتزايد أو تتجرف مُخرَجات المستشعر ببطء مع الزمن، بالرغم من أن المُدخَلات ثابتة، ويؤدي في نهاية المطاف إلى تعسر كامل المقياس.

د- حالات فشل تذبذبي (oscillatory failures) حيث تكون مُخرَجات المستشعر متذبذبة، والسعة والتردد يعتمدان على نوع الفشل. فقدان التغذية الخلفية، على سبيل المثال، يمكن أن يؤدي إلى ذبذبة بين توقُّفيْن.

هـ- حالات فشل "ناعم" (soft failures) حيث يكون المستشعر فاعلاً، إلا أن مُخرَجاته خارج التجاوزات المسموحة في مواصفاته.

و- حالات فشل متقطع (intermittent failures) حيث يفشل المستشعر، ثم يعود إلى وضعه السوي بشكل متقطع.

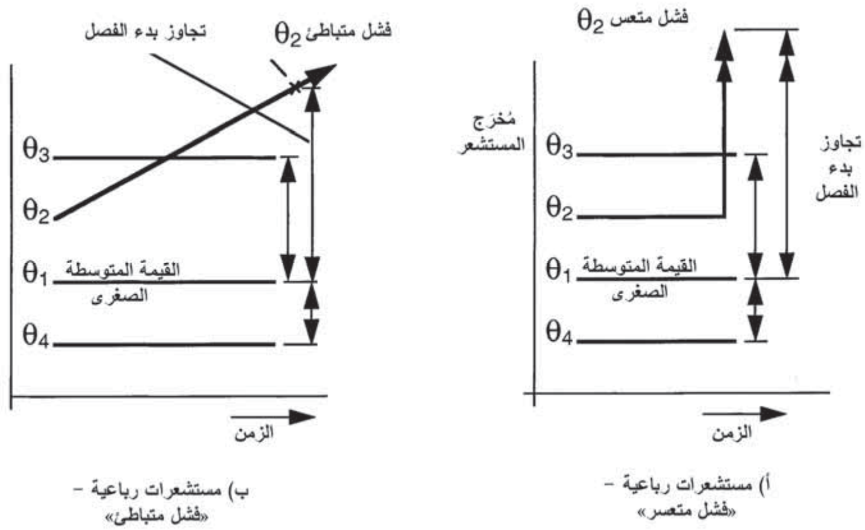
وهناك عدد كبير جدًا من خوارزميات التصويت العملية. المناقشة المفصَّلة لخوارزميات التصويت هي خارج نطاق هذا الفصل، وسيتم بالتالي شرح فقط أحد الخوارزميات المستخدَمة بشكل شائع. المبدأ الأساسي لهذه الخوارزمية هو اختيار القيمة المتوسطة لإشارات المستشعر المتماثلة ومقارنة الإشارات الأخرى بها. وفي حالة النظام الرباعي، يتم اختيار الأدنى من القيمتين المتوسطتين. والفروق من القيمة المتوسطة المختارة لقيمتي المستشعر العليا والصغرى يتم مراقبتها باستمرار. ومُخرجات المستشعر الأربعة تعتبر صالحة بشرط أن تكون هذه الفروق أقل من قيمة بدء الفصل. وعلى العكس من ذلك، إذا اختلف مستشعر واحد بأكثر من قيمة بدء الفصل فإنه يعتبَر بأنه قد فشل ويتم فصل مُخرَجاته.

على سبيل المثال، افترض أن مُخرَج مستشعر كامل المقياس هو 100 والتجاوز المسموح للمستشعر العادي هو 0.5± في المئة. حالات بدء الفصل عادة تؤخذ بأنها (1.5 × تغيّر الإشارة القصوى)، وفي هذا المثال بالتالي فإنها تساوي 1.5. افترض على سبيل المثال أن مُخرَجات المستشعر لكمية معيّنة كانت على النحو التالي:

$\theta_1 = 60$، $\theta_2 = 60.5$، و $\theta_3 = 60.7$، و $\theta_4 = 59.7$

أقل قيمة متوسطة هي 60 وفَرْقَا القيمة العليا والصغرى لمُخرَجات المستشعر من القيمة المتوسطة هما 0.5 و 0.3 على التوالي، بحيث تصبح جميع مُخرَجات المستشعر بالتالي صالحة.

افترض الآن مثالين لحالتي فشل: (أ) فشل متعسر و(ب) فشل متباطئ، كما هو موضح في الشكل (29.4).

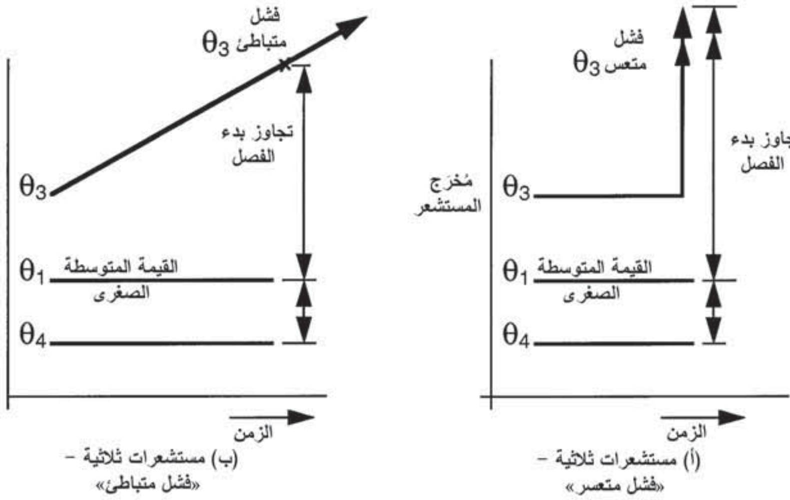


الشكل (29.4): فكرة عمل خوارزمية اكتشاف الفشل – الفشل الأول.

أ- يَنتُج الفشل المتعسر من، مثلاً، مُخرَج المستشعر θ_2 ويصبح فشلاً متعسرًا كامل المقياس بمقدار 100، أي أن $\theta_2 = 100$، بكمية مُدخَلة ثابتة بحيث إن مُخرَجات θ_1، و θ_3، و θ_4 لا تتغير. الفرق بين θ_2 وهذه القيمة المتوسطة الصغرى 60 يفوق كثيرًا قيمة بدء الفصل، ويتم الكشف عن θ_2 كمستشعر فاشل وفصله وفقًا لذلك.

ب- يَنتُج الفشل المتباطئ من، مثلاً، انجراف المستشعر θ_2 مع الزمن من قيمته الأصلية 60.5 وبكمية مُدخَلة ثابتة بحيث إن مُخرَجات θ_1، و θ_3، و θ_4 لا تتغير. عندما تصل θ_2 إلى قيمة أعلى مباشرة من 61.5 فإن الفرق من القيمة المتوسطة الجديدة 60 يفوق قيمة بدء الفصل 1.5 ويتم فصل θ_2.

بعد إحدى حالتي الفشل الواردتين أعلاه، فإن النظام سيكون عند المستوى الثلاثي ونفس حالتي الفشل يتم أخذهما في الاعتبار كحالة فشل ثانية، وهما موضحان في الشكل (30.4).



الشكل (30.4): فكرة عمل خوارزمية اكتشاف الفشل – الفشل الثاني.

افترض أن قيم المستشعر هي $\theta_1 = 60$، و $\theta_3 = 60.7$، و $\theta_4 = 59.7$:

أ- يَنتُج الفشل المتعسر من، مثلاً، θ_3 ويصبح فشلاً متعسرًا كامل المقياس، أي أن $\theta_3 = 100$، بكمية مُدخَلة ثابتة. الفرق بين θ_3 والقيمة المتوسطة الصغرى 60 يفوق كثيرًا قيمة بدء الفصل، ويتم الكشف عن فشل θ_3 وفصله وعزله.

ب- يَنتُج الفشل المتباطئ من، مثلاً، انجراف المستشعر θ_3 إلى المقياس الكامل من قيمته الأصلية 60.7 وبكمية مُدخَلة ثابتة. سيتم الكشف عن θ_3 كمستشعر فاشل عندما يفوق مُخرَجه القيمة 61.5 وفصله وفقًا لذلك.

إن تبنِّي تقنية حوسبة رقمية تتيح تبنِّي إستراتيجيات أكثر تطورًا لعزل الفشل من أجل خفض "حالات الفصل المزعجة". على سبيل المثال، المستشعر الذي يختلف مُخرَجه عن بقية المستشعرات أثناء الحالات الانتقالية أو الديناميكية بقيمة تفوق مباشرة قيمة بدء الفصل يمكن "تجميده" وعزله مؤقتًا. ومُخرَجاته يمكن مقارنتها باستمرار بالمستشعرات الأخرى، فإذا عاد إلى وضعه السوي ضمن

التجاوز المسموح به يمكن عندئذ إعادة وصله. ويمكن تصميم النظام للسماح، مثلاً، إلى حد 10 حالات إعادة وصل قبل عزل المستشعر نهائيًا.

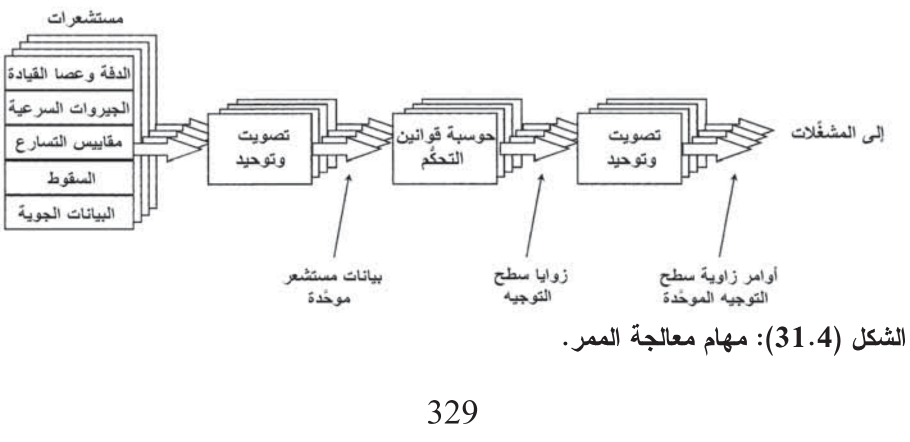
استخدام حدود التكامل في قوانين التحكُّم تجعل منها ضرورية لتوحيد مُخرَجات المستشعرات المتماثلة واستخدام فقط إشارة واحدة لغرض التحكُّم في كلٍّ من قنوات الحوسبة. وهذا لأن أيّ اختلافات بين مُخرَجات المستشعر يتم تكاملها مع الزمن بحيث تتفرق مُخرَجات الكمبيوتر الأربعة.

وبهذا، إذا كانت ε_1، ε_2، ε_3، ε_4 هي الأخطاء ذات الصلة في مُخرَجات المستشعر الأربعة، فإن مُخرَجات الكمبيوتر الأربعة ستختلف بمقدار $\int\varepsilon_1 dt$، $\int\varepsilon_2 dt$، $\int\varepsilon_3 dt$، $\int\varepsilon_4 dt$ وبالتالي ستتفرق مع الزمن.

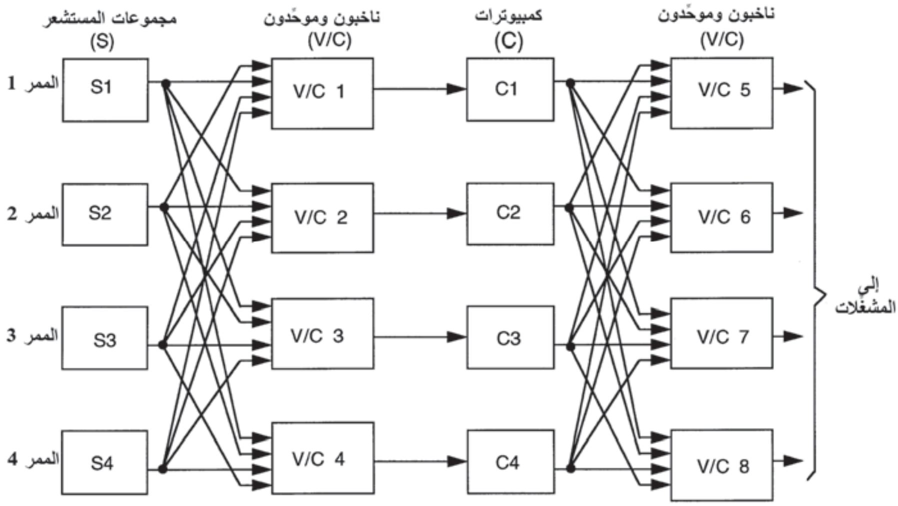
القيمة المتوسطة الصغرى لمُخرَجات المستشعر الأربعة (أو المتوسطة لمُخرَجات المستشعر الثلاثة في حالة النظام الثلاثي) تُستخدَم عادة كمُخرَج مُوحَّد بواسطة الكمبيوترات الأربعة.

4.4.4 بُنية النظام الرباعي Quadruplex system architecture

يبيّن الشكل (31.4) المهام التي يتم تنفيذها بواسطة كل ممر للنظام الرباعي. ويوضح الشكل (32.4) بُنية لنظام رباعي نموذجي بناخبِين وتوحيد المُخرَج. الحجز المؤقت والعزل الضروري للمُخرَجات (عوازل كهروضوئية مثلاً) تم حذفه للتوضيح، إلا أنه أساسي لمنع الأعطال الكهربائية في إحدى القنوات من أن تنتشر إلى قناة أخرى – حالات فشل النمط المشترَك.



الشكل (31.4): مهام معالجة الممر.



الشكل (32.4): بُنية النظام الرباعي.

5.4.4 حالات فشل النمط المشترَك Common mode failures

كما ذُكِر آنفًا، المبدأ الأساسي لتقنية اكتشاف وعزل الفشل التي تم شرحها يعتمد على أن احتمال أن يجعل حدث واحد جميع القنوات المتماثلة بأن تفشل، في نفس الوقت، صغير جدًا. ونوع الفشل الذي يمكن أن يؤثر في جميع الأنظمة في نفس الوقت يُشار إليه باسم "فشل النمط المشترَك". من الأمثلة على حالات فشل النمط المشترَك هي:

- ضربة البرق.
- التداخل الكهرومغناطيسي.
- أضرار الحرائق/الانفجارات/المعارك.
- الصيانة غير الصحيحة.
- أخطاء التصميم المشترَك – البرمجيات مثلاً.

ويتم أخذ كل الحذر للحد من احتمال حدوث حالات الفشل هذه. على سبيل المثال، تُستخدَم ممارسات صارمة جدًا للوقاية من الموجات الكهرومغناطيسية بما في ذلك الكابلات المحجوبة، وفصل الكابلات والوحدات، وتضمين جميع المكونات الإلكترونية في علب واقية من الموجات الكهرومغناطيسية مع حماية أطراف الأسلاك الداخلة بمرشحات كهرومغناطيسية، الخ. الطريقة البديلة الجذابة هي إرسال جميع الإشارات كنبضات ضوئية مشفرة بشكل مناسب مع تضاعُف التقسيم الزمني على طول كابلات الألياف البصرية، مع عدم تأثُّر وسائط النقل البصري بأيّ تداخل كهرومغناطيسي. وكابل الألياف البصرية يوفر العزل الكهربائي التام ويزيل إمكانية انتشار الأعطال الكهربائية بين الوحدات. كما يقدم أيضًا القدرة على معدل نقل أعلى كثيرًا للبيانات. استخدام مثل هذه التقنية يتم وصفها في بعض الأحيان باسم نظام التحكُّم برحلة "الطيران بالضوء" (fly by light).

ويتم الحد من الأخطار الناجمة عن أضرار الحرائق، أو الانفجارات، أو المعارك بالفصل أو العزل المادي للقنوات، كلٍّ على حِدة، ويشار إلى هذا في بعض الأحيان باسم فلسفة فصل "الجدار الطوبي" (brick wall).

وتُمارَس قواعد صارمة جدًا للتحكُّم، والتفتيش، والصيانة لإزالة بقدر ما هو عملي احتمالية أخطاء الصيانة المشترَكة.

وخطأ التصميم المشترَك الذي يمكن أن يؤثر في جميع القنوات المستقلة هو مشكلة كبيرة جدًا. أحد المجالات الأكثر صعوبة في حالة النظام الرقمي للطيران بواسطة الأسلاك هو احتمالية الخطأ غير المكتشَف في البرمجيات، الذي يمكن أن يؤثر في جميع القنوات. ويتم أخذ الحذر الشديد جدًا في إنتاج البرمجيات للتخلص من الأخطاء البرمجية قدر الإمكان عن طريق تبنِّي إجراءات تصميم صارمة جدًا؛ سيتم تغطية هذه المواضيع باختصار في القسم 4.3.5.4.

مشكلة التخلص من احتمالية فشل النمط المشترك من أيّ سبب كان قد أدى بالتالي إلى استخدام ما يُعرَف باسم "الوفرة المتباينة" (dissimilar redundancy).

6.4.4 الوفرة المتباينة Dissimilar redundancy

1- استخدام نوعين مختلفين أو أكثر من المعالجات الدقيقة (microprocessors) ببرمجيات متباينة.

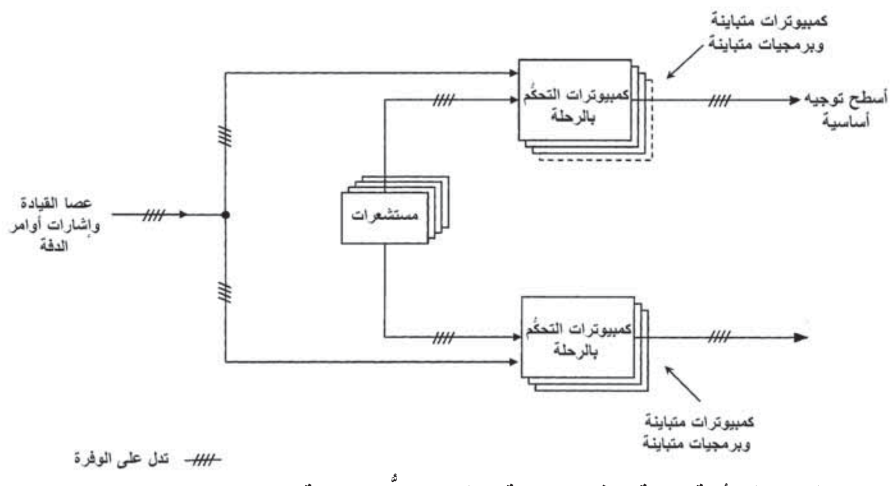
2- استخدام نظام تناظري للحفظ الاحتياطي بالإضافة إلى النظام الرقمي الأساسي، الذي هو على مستوى رباعي أو ثلاثي من الوفرة.

3- استعمال نظام حفظ احتياطي باستخدام مستشعرات، ووسائل حوسبة، ووسائل تحكُّم مختلفة، على سبيل المثال أسطح توجيه منفصلة.

4- المجموعات المؤلَّفة من (1) إلى (3).

يبيّن الشكل (33.4) بُنية عامة لوفرة متباينة لنظام التحكُّم بالرحلة. توظف طائرات الركاب الإيرباص A318، و A319، و A320، و A330، و A340 وفرة متباينة في أنظمة تحكُّمها برحلة الطيران بواسطة الأسلاك للتحكُّم بأسطح توجيه الرحلة الأساسية والثانوية من خلال قناتي حوسبة مستقلتين على النحو التالي.

تتكون الكمبيوترات الأساسية للتحكُّم بالرحلة من ثلاث ممرات حوسبة مستقلة مراقَبة. وكل معالج اساسي يتم مراقبته بواسطة معالج مستقل تمامًا يتم شراؤه من مُصنِّع مختلف ببرمجيات يتم إنتاجها من قِبَل فريق مختلف.



الشكل (33.4): بُنية عامة لوفرة متباينة لنظام التحكُّم بالرحلة.

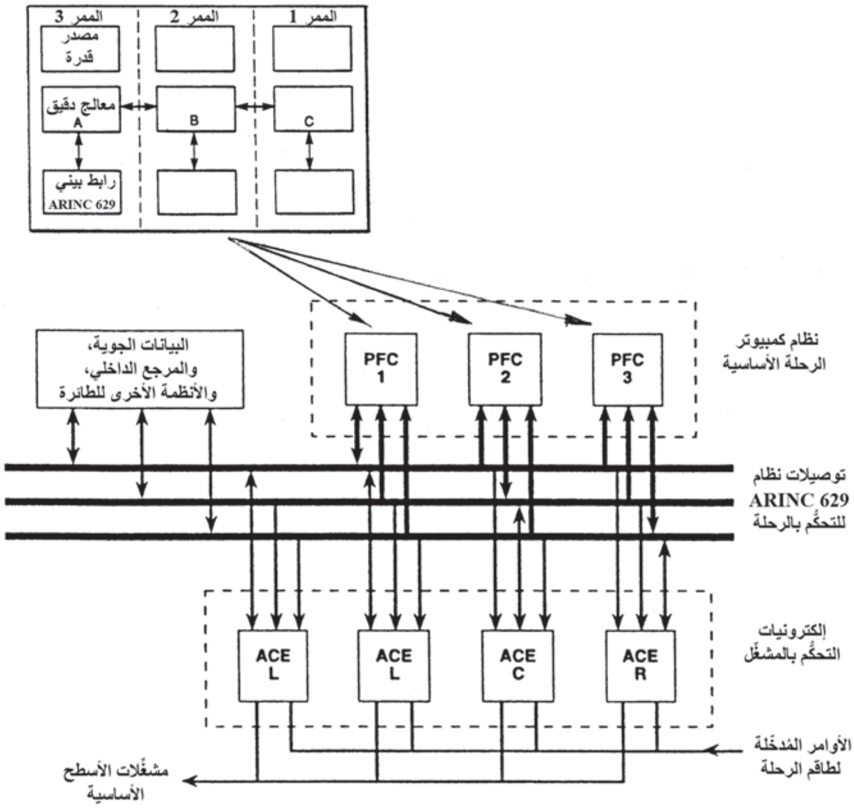
تقوم الكمبيوترات الأساسية للتحكُّم بالرحلة بالتحكُّم في مثبطات الرفع (spoilers)، والأسطح العاطفة، والأسطح الرافعة، والدفة، والموازنات الأفقية.

وتتكون الكمبيوترات الثانوية للتحكُّم بالرحلة من كمبيوترين مراقَبَين مستقلين يتحكَّمان بمجموعة ثانية من أسطح التوجيه المتكونة من مثبطات الرفع، والأسطح العاطفة (احتياطية)، والأسطح الرافعة (احتياطية)، والدفة (تقييد الرحلة/الضبط).

وأخيرًا، هناك رابط ميكانيكي للتحكُّم بالموازن الأفقي (سطح الذيل)، والضبط (احتياطي)، والدفة.

نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك لطائرات بوينغ 777 يستغل أيضًا على نحو واسع الوفرة المتباينة.

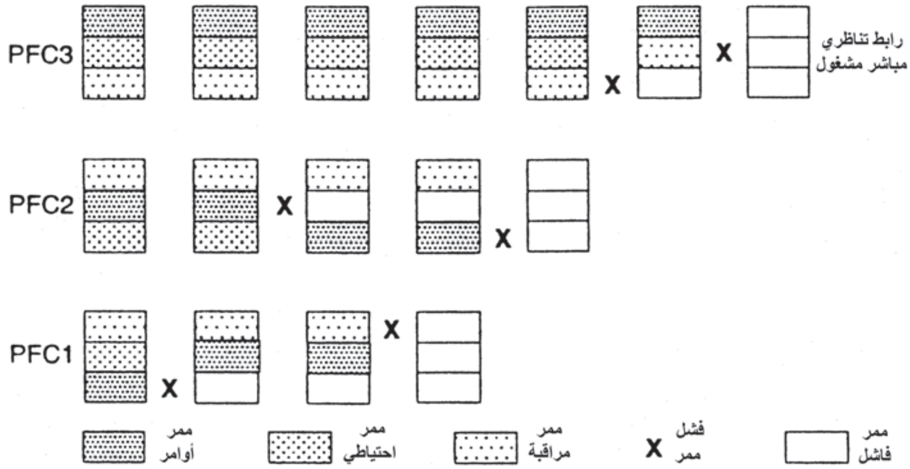
يبيّن الشكل (34.4) رسمًا تخطيطيًا مبسَّطًا لبُنية نظام التحكُّم بالرحلة الأساسية. يتم إرسال أوامر الطيار مباشرة إلى الوحدات الأربع للأجهزة الإلكترونية للتحكُّم بالمشغِّل ((actuator control electronics (ACE)) ومن ثم يتم تمريرها خلال الأجهزة الإلكترونية للتحكُّم بالمشغِّل إلى نظام نقل البيانات ARINC 629. وفي قلب النظام، توجد ثلاثة كمبيوترات للرحلة الأساسية ((primary flight computers (PFC)) رقمية ومتماثلة. وكل كمبيوتر رحلة أساسية يشكِّل قناة بحيث إن كمبيوترات الرحلة الأساسية المنفصلة الثلاثة توفر ثلاث قنوات تحكُّم مستقلة في نظام التحكم بالرحلة الأساسية.



ملاحظة: كمبيوترات الرحلة الأساسية موضوعة في أماكن مختلفة – اثنان في الحجرة الإلكترونية/الكهربائية، وواحد خلف باب الشحن الأمامي.

الشكل (34.4): بُنية نظام كمبيوتر الرحلة الأساسية لبوينغ 777.

بُنيَة كمبيوترات الرحلة الأساسية مبيَّنة في الرسم العلوي في الشكل (34.4)، وتتكون من ثلاثة معالجات متباينة مستقلة ومنفصلة ماديًا ضمن الصندوق، وبرمجيات المعالجات الثلاثة يتم إنتاجها من قِبَل مجموعات مستقلة بنفس المواصفات المطلوبة. ويعمل النظام عادة بمعالج واحد في كل كمبيوتر للرحلة الأساسية قائم بالعمل مع قيام الكمبيوترين الآخرَين بالعمل كمراقِبَيْن. وتستطيع كمبيوترات الرحلة الأساسية استيعاب حالات فشل عشوائية المكونات أو تكوينًا مؤلَّفًا من خطأ برمجي مشترك وحالات فشل عشوائية. يوضح الشكل (35.4) قدرة استيعاب الفشل.



الشكل (35.4): تجاوز فشل – فشل ممر.

في الحالة غير المحتملة جدًا التي تصبح فيها كمبيوترات الرحلة الأساسية متعذرة عن العمل نهائيًا، يتوفر مباشرة مسار أمر تناظري عكسي خلال الأجهزة الإلكترونية للتحكُّم بالمشغِّل لتقديم التحكُّم بالطائرة. ويحتوي كلٌّ من الأجهزة الإلكترونية للتحكُّم بالمشغِّل أيضًا، على جيرو معدل انحدار ذي حالة صلبة للاستخدام عندما لا تتوفر المصادر العادية لحركة الجسم لكي تتيح الحفاظ على وظيفة الاستقرار الآلي للانحدار. بالإضافة إلى هذا النمط الاحتياطي، يتم أيضًا توفير رابط ميكانيكي مستقل بواسطة نظام ضبط الموازن وزوج من مثبطات الرحلة.

5.4 التنفيذ الرقمي Digital implementation

1.5.4 مميزات التنفيذ الرقمي

Advantages of digital implementation

يتم تنفيذ أنظمة التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك الحديثة باستخدام تقنية رقمية، ويتم إرسال الإشارات كبيانات رقمية متسلسلة باستخدام شبكات ناقلة للبيانات متعددة التقسيم الزمني. وبيانات الإشارة يتم معالجتها من ثم بواسطة معالِجات دقيقة رقمية في كمبيوترات التحكُّم بالرحلة التي تقوم بإنجاز المهام التالية:

أ- التصويت، والمراقبة، والتوحيد.

ب- تنفيذ قانون التحكُّم.

ج- إعادة التهيئة في حالة حدوث فشل.

د- الفحص المبني داخليًا والمراقبة.

أنظمة التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك الأساسية التي تستخدِم تقنية الحوسبة التناظرية لا تزال قيد الخدمة، إلا أن التقنية التناظرية في الوقت الحاضر تُستخدَم أساسًا لتوفير نظام وفرة متباينة احتياطي للوقاية من حالات فشل النمط المشترك، كما شُرح أعلاه.

ومميزات التنفيذ الرقمي الحديث مقارنة بالتناظري هو أنه سائد مع التقنية المتوفرة في الوقت الحاضر. على سبيل المثال:

اقتصادية الأجهزة: يمكن لكمبيوتر واحد أن يتحكَّم في جميع محاور التحكُّم الثلاثة، بينما أي نظام رقمي يتطلب أجهزة مخصصة لكل محور تحكُّم. الخفض في وزن وحجم الأجهزة هو في حدود 5 إلى 1 لنظام حتى بتعقيد متواضع. والأنظمة الأكثر تعقيدًا لا يمكن تنفيذها من الناحية الاقتصادية باستخدام التقنية التناظرية.

المرونة: قوانين التحكُّم وحالات الكسب يمكن تغييرها بإجراء تغييرات برمجية بدلاً من إجراء تعديلات على الأجهزة، مما تعطي مرونة أكبر أثناء التصميم ومراحل التطوير. وإدخال التعديلات في الخدمة أيضًا أسهل. وتكاليف إجراء التغييرات البرمجية ليست زهيدة، على أقل تقدير، إلا أنه ليس هناك شك في أنها لا تزال أقل تكلفة من إجراء تعديلات على الأجهزة.

حالات الفصل المزعجة مُخفَّضة: تسمح الحوسبة الرقمية باستخدام خوارزميات توحيد وتصويت متطورة تقلل من حالات الرحيل المزعجة، أو حالات الفصل.

انتقالات أقل للفشل: يمكن تنفيذ خوارزميات توحيد متطورة للتقليل من الانتقال الذي يتم معاناته عند فصل قناة فاشلة.

إمكانية الفحص المبني داخليًا: يمكن دمج إمكانيات فحص ذاتي وشامل جدًا في النظام من أجل إجراءات التحقق والصيانة لما قبل الرحلة.

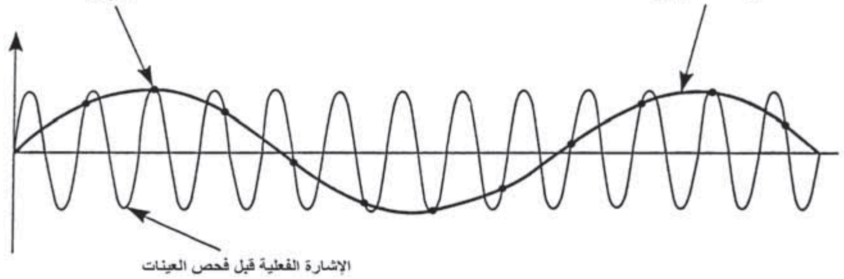
ناقلات بيانات رقمية: يتم تحقيق تخفيضات كبيرة جدًا في وزن التوصيلات الكابلية باستخدام الإرسال المتعدد للبيانات وشبكات نقل البيانات. والسلامة العالية لإرسال البيانات يمكن تحقيقها بالفحص الذاتي الشامل جدًا وقدرات التحقق من صلاحية البيانات. واستخدام ثلاث أو أكثر من شبكات نقل البيانات المستقلة تمامًا تتيح تلبية متطلبات البقاء من الفشل. يبيّن الشكل (2.4) إعدادات نظام نقل البيانات للتحكم بالرحلة.

2.5.4 مشاكل البيانات الرقمية Digital data problems

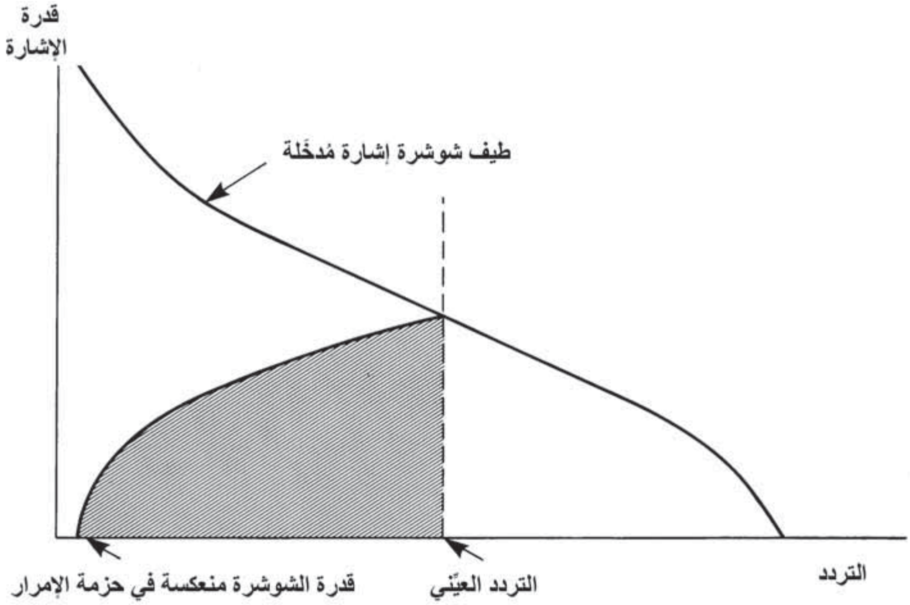
استخدام البيانات الرقمية تؤدي إلى مشاكل معيّنة يجب أخذها في الاعتبار في نظام تحكّم رقمي مغلق العروة. وهذه أساسًا هي نتيجة الحاجة إلى فحص عيّنات البيانات والتردد العيّني (sampling frequency).

1.2.5.4 الاسترداف Aliasing

يبيّن الشكل (36.4) تأثير فحص عيّنات إشارة تتغير مع الزمن عند تردد عيّني منخفض جدًا. المُخرَجات التي تم فحص عيّناتها تحتوي على تردد إشارة أقل كثيرًا وغير موجودة في الإشارة الفعلية. وتأثير فحص العيّنات هو "إعادة عطف" محتوى التردد العالي للإشارة الفعلية فوق التردد العيّني بحيث يظهر في مدى تردد أقل من التردد العيّني (الشكل (37.4)). هذا التأثير يُعرَف باسم "الاسترداف" (aliasing).

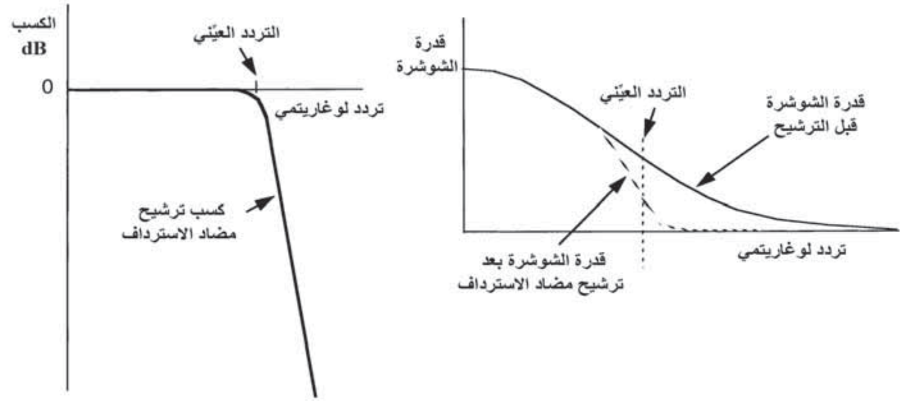


الشكل (36.4): استرداف الإشارة نتيجة فحص العينات.



الشكل (37.4): الاسترداف.

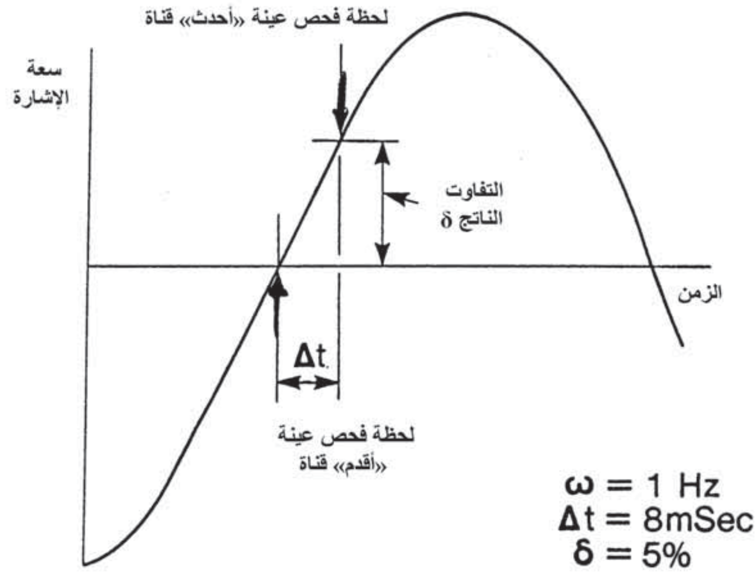
وبهذا، فإنه من الضروري ترشيح الإشارة لتوهين أيّ شوشرة بمحتوى تردد أعلى من التردد العيِّني قبل فحص العيّنات – هذا الترشيح يُعرَف باسم ترشيح مضاد الاسترداف (anti-aliasing) (انظر الشكل (38.4)). وواضح أنه كلما كان التردد العيِّني أعلى كان أفضل، بحيث إن التخلُّف المُدخَل بواسطة مرشح مضاد الاسترداف يكون صغيرًا جدًا على مدى ترددات التحكُّم.



الشكل (38.4): ترشيح مضاد الاسترداف.

2.2.5.4 وهْن البيانات Data staleness

عند مقارنة المُخرَجات المتناظرة مثلاً لأربع قنوات، أو ممرات، حوسبة متماثلة مستقلة، فإنه من الممكن تأخُّر مُخرَجات قناة واحدة بفترة تكرار واحدة قبل أن يتم مقارنة مُخرَجها بمُخرَجات القنوات الأخرى. وبالتالي فإن معلوماتها "موهَنة" (stale) بفترة تكرار واحدة. وبهذا، إذا كانت كمية المُخرَجات تتغير أثناء فترة التكرار، فإن مُخرَجات هذه القناة "الموهّنة" ستختلف عن مُخرَجات القنوات الأخرى، على الرغم من عدم حدوث أيّ عطل. هذا الوضع موضح في الشكل (39.4).



الشكل (39.4): الوَهْن التفاضلي للبيانات.

للتغلب على هذه المشكلة فإنه من الضروري أن يكون هناك شكل ما من مزامنة فترات تكرار الكمبيوتر. هذه المزامنة لفترة التكرار يتم تنفيذه عادة من خلال برمجيات.

الطريقة البديلة هي السماح لفترات تكرار أطول بحيث تقوم جميع الكمبيوترات بمعالجة نفس البيانات. وهذه الطريقة، على أيّة حال، تقوم بإدخال كُمُون أو تأخّر زمني في المُخرَج، الذي يؤدي إلى تخلُّف طور، كما أنه مزيل للاستقرار.

3.2.5.4 الكُمُون Latency

لقد تم تغطية هذا الموضوع سابقًا في القسم 2.3.4. ويوضح الشكل (22.4) تخلُّف الطور الذي أُدخِل بواسطة تأخُّر الزمني. وهذا يؤدي إلى تخلُّف طور في المُخرَج يزيد كلما زاد التردد المُدخَل. والسعة، على أيّة حال، لا تتضاءل (كما في حالة مرشح التخلُّف البسيط)، وبالتالي فإن تأثير إزالة الاستقرار يزداد.

3.5.4 البرمجيات Software

1.3.5.4 المقدمة Introduction

إنتاج البرمجيات هو أحد المهام الأكثر تحديًا في تصميم نظام تحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك عالي السلامة، ويمكن أن يشكِّل ما بين 60 إلى 70 في المئة من إجمالي تكاليف التطوير الهندسي لكامل نظام الطيران بواسطة الأسلاك. وهذا هو بسبب حجم البرمجيات المطلوبة لتنفيذ جميع وظائف التحكّم بالرحلة ومشاكل تأسيس سلامة البرمجيات.

ومن غير الممكن في هذا الكتاب عمل أكثر من تعريف القارئ بالمشاكل والطرق التي يجري استخدامها للتغلب عليها. وموضوع السلامة الحرجة للبرمجيات مجال متنامٍ، ويعمل على إنتاج عدد كبير ومتزايد من الكتب والأبحاث العلمية المرجعية. وهناك قائمة ببعض المراجع في نهاية هذا الفصل.

2.3.5.4 وظائف برمجيات التحكُّم بالرحلة

The flight control software functions

الوظائف الأساسية التي يتم تنفيذها بواسطة البرمجيات لكمبيوترات التحكُّم بالرحلة يمكن تقسيمها إلى ثلاثة مجالات أساسية، لها درجة من التفاعل، وتتكون من:

1- إدارة الوفرة.

2- قوانين التحكُّم.

3- الفحص المبني داخليًا.

إدارة الوفرة يمكن أن تشكِّل ما بين 60 إلى 70 في المئة من إجمالي البرمجيات (ومعدل المعالجة الكمبيوترية) في حالة طائرات الطيران بواسطة الأسلاك المدنية. وهذه النسبة عمومًا ليست عالية جدًا في طائرات الطيران بواسطة الأسلاك العسكرية – حوالى 50 في المئة للطائرات القتالية الخفيفة الحركة الحديثة.

وتنفيذ قوانين التحكُّم بالرحلة عمومًا تشكِّل ما بين 25 إلى 30 في المئة من إجمالي البرمجيات في طائرات الطيران بواسطة الأسلاك المدنية الحديثة. وهذه النسبة في الطائرات القتالية الخفيفة الحركة الحديثة، على أيّة حال، يمكن أن تُقدَّر بحوالى 40 في المئة.

والفحص المبني داخليًا للبرمجيات للمراقبة أثناء الرحلة يشكِّل نسبة مئوية أقل من إجمالي البرمجيات في كلتا الحالتين – حوالى 10 في المئة. وعلى أيّة حال، أثناء مرحلة الفحص ما قبل الرحلة على الأرض، فإن نسبة البرمجيات العاملة المشغولة بواسطة الفحص المبني داخليًا أعلى بكثير، ويمكن أن تصل إلى 40 في المئة.

ويمكن اكتساب بعض المعرفة عن الوظائف التي يتم تنفيذها بواسطة برمجيات إدارة الوفرة بالأخذ في الاعتبار المهام المشاركة في الكشف عن الفشل وعزله وإعادة التهيئة في حال حدوث فشل في حالة النظام الرباعي بأربعة "ممرات" مستقلة من المستشعرات والكمبيوترات. وهذه تتضمن مهام مثل:

التحقق من صلاحية بيانات المستشعر: التحقق من أن البيانات الرقمية من كل مستشعر على حِدَة يتم تشفيرها بشكل صحيح، ولم يتم تعطيبها في نظام نقل البيانات.

الكشف عن فشل المستشعر: الكشف عن فشل مستشعر عن طريق المقارنة العرضية لبيانات المستشعر وتصويت الأغلبية.

عزل المستشعر الفاشل وإعادة تهيئة النظام: عزل المستشعر الفاشل وإعادة تهيئة النظام للبقاء من الفشل، وأيضًا للتقليل من الانتقال الناتج.

توحيد المستشعر: توحيد البيانات من مجموعة من المستشعرات لاستخدام قيمة تمثيلية واحدة للحوسبة اللاحقة من قوانين التحكُّم.

يبيّن الجدول (2.4) قائمة من الدرجة الأولى بالمستشعرات لنظام نموذجي لتوضيح أعداد المستشعرات المشاركة في المهام ذات الصلة. ومعظم هذه المستشعرات يمكن أن تكون ذات مستوى وفرة رباعي أو ثلاثي.

نقل البيانات بين الممرات المتقاطعة: نقل البيانات بين ممرات الحوسبة على حِدَة لتمكين المقارنة العرضية للمُخرَجات.

تصويت وتوحيد مُخرجات الكمبيوتر: المقارنة العرضية لمُخرجات الكمبيوتر على حِدَة للكشف عن وعزل الكمبيوتر الفاشل. وتوحيد مُخرَجات الكمبيوتر "الجيدة" لتزويد سطح التوجيه بالإشارات المطلوبة لإرسالها إلى مشغِّل المؤازر الآلي لسطح التوجيه.

مزامنة فترة تكرار الكمبيوتر: فترات التكرار لكل كمبيوتر على حِدَة ينبغي مزامنتها على نحو غير محكم لتفادي مشاكل وَهْن البيانات.

تسجيل البيانات المعطوبة: وذلك لتمكين إدارة وظيفة الصيانة.

حالة النظام: إشارة حالة النظام للطاقم.

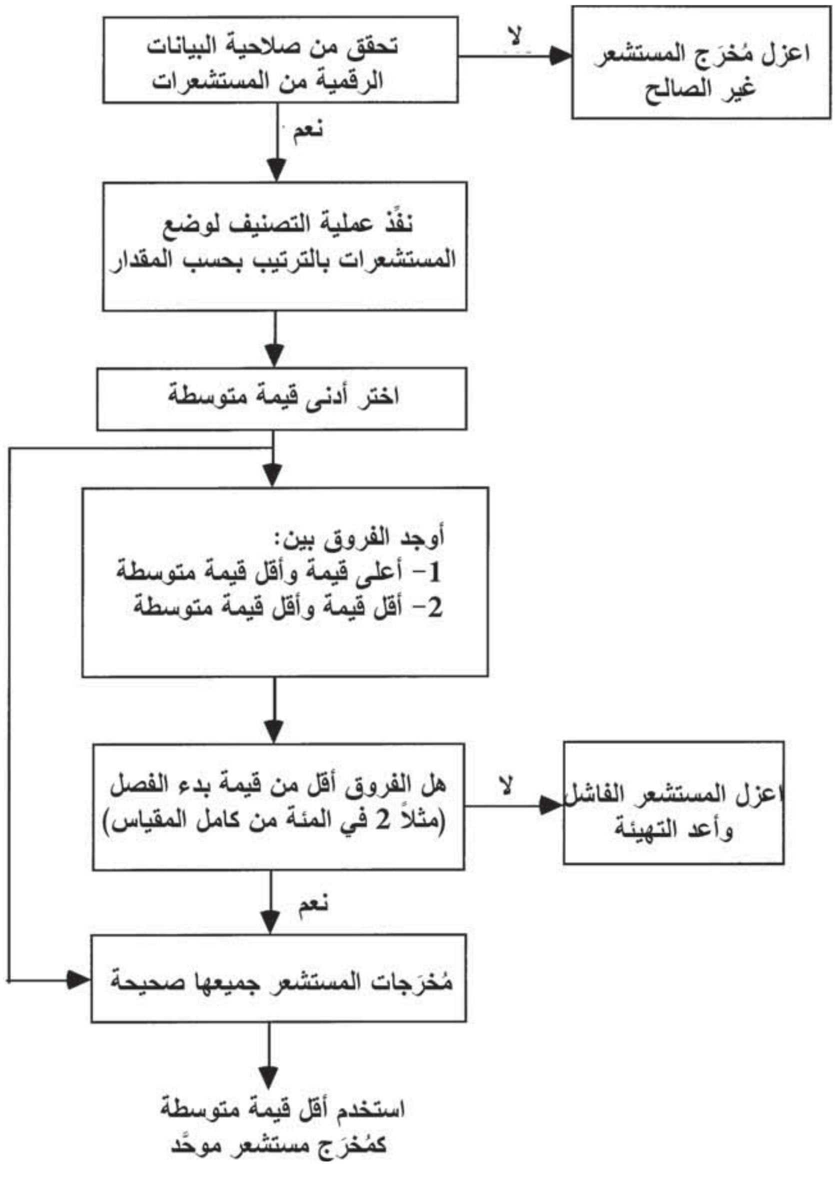
التحكُّم بالنظام كاملاً.

الجدول (2.4): مستشعرات قناة الانحدار

تحكمات الطيار	التحكّم بعصا القيادة	مستشعرات أمر الانحدار
		مستشعرات أمر الدحرجة
		مستشعرات قضيب الدفة
		مستشعرات توجيه العجلة الأمامية
		موضع العربة السفلى
مواضع سطح التوجيه الأساسية		مستشعرات الموضع الزاويّ لسطح الذيل
		مستشعرات الموضع الزاويّ للسطح الرافع
		مستشعرات الموضع الزاويّ للسطح العاطف
		مستشعرات الموضع الزاويّ للدفة
مواضع سطح التوجيه الثانوية		مستشعرات الموضع الزاويّ لمثبط رفع الجناح
		مستشعرات الموضع الزاويّ لأسطح رفرفة/سذفات الحافة الأمامية للجناح
		مستشعرات الموضع الزاويّ لأسطح رفرفة الحافة الخلفية للجناح
مستشعرات القصور الذاتي لحركة الطائرة		جيروات معدل الانحدار
		جيروات معدل الدحرجة
		جيروات معدل الانعراج
		مقاييس التسارع العمودي
		مقاييس التسارع الجانبي
مستشعرات البيانات الجوية		مستشعرات الضغط الكلي
		مستشعرات الضغط الساكن
		مستشعرات سقوط الدفق الهوائي الطولي
		مستشعرات سقوط الدفق الهوائي الجانبي

بالأخذ في الاعتبار العدد الكبير من المستشعرات المتضمَّنة بالإضافة إلى جميع المهام الأخرى المشروحة، فإنها تتيح الحصول على بعض المعرفة عن مهمة برمجيات إدارة الوفرة. كما يمكن معرفة طبيعة السلامة الحرجة لهذه البرمجيات.

يوضح مخطط التدفق في الشكل (40.4) العمليات المتعلقة في تنفيذ الكشف عن فشل مستشعر واحد فقط ومهام توحيد المُخرجات.



الشكل (40.4): مخطط التدفق لعملية تصويت وتوحيد مستشعر.

برمجيات قانون التحكُّم هي، بالطبع، ذات طبيعة حرجة متساوية، بالإضافة إلى برمجيات الفحص المبني داخليًا. وقوانين التحكُّم الحالية التي يجري تنفيذها في الجيل الجديد من أنظمة التحكُّم بالرحلة هي أكثر تعقيدًا من تلك التي في الطائرات التقليدية المتواجدة.

المعالجة الدقيقة العالية السرعة المتوفرة حاليًا تتيح تنفيذ قوانين تحكُّم متطورة جدًا، وأن يكون للطائرة أداء أعلى وخصائص سيطرة أكثر أمانًا نتيجة لذلك. وبهذا فإن برمجيات قانون التحكُّم هي ذات تعقيد أكبر. وعلى أيّة حال، تكاليف إنتاج هذه البرمجيات، على الرغم من كونها كبيرة، إلا أنه يمكن استعادة النفقات على الإنتاج في طائرة أكثر تنافسية، وبالتالي يمكن أن تكون فعالة من ناحية التكلفة. وهذا لأن تكاليف الأجهزة لم تتغير كثيرًا عن الأنظمة السابقة نتيجة التقدُّم المستمر في قدرة المعالج وتصميم الدوائر الدقيقة وتقنية التصنيع، مثل الاستخدام الواسع للدوائر التكاملية المحددة التطبيق (Application Specific Integrated Circuits (ASIC)).

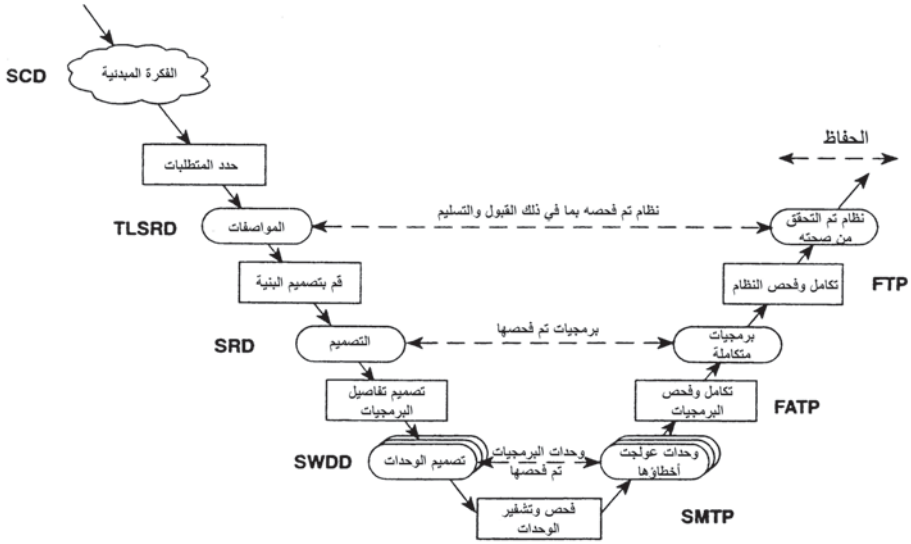
ومهام برمجيات قانون التحكُّم يمكن أن تتكون من:

- جدولة الكسب المعقدة لعدد كبير من حدود التحكُّم كدالة في الارتفاع، والسرعة الجوية، والسقوط، وربما الوضع، وإعدادات الطائرة. وهذه يمكن أن تكون ذات أهمية خاصة في الطائرات العسكرية التي قد يتم الاحتياج إليها للعمل على الحواف جدًا من مخطط حدود طيرانها في الطائرات القتالية عندما تتطلب تأثيرات الاقتران المتبادَل المتزايدة إجراء تغييرات في حدود التحكُّم. ودوال انتقال التحكُّم تتضمن حدود تناسبية، واشتقاقية، وتكاملية، التي ينبغي اشتقاقها من مستشعرات الحركة المختلفة باستخدام خوارزميات مناسبة.
- التقييد الآلي لأوامر مُدخَلات الطيار لتحقيق مناورة "لامبالية" وذلك لتقييد الطيار من محاولة المناورة بالطائرة في وضع غير مقبول أو الاقتراب كثيرًا من الانهيار أو تجاوز الحدود البنيوية للطائرة.
- تغيير قوانين التحكُّم للحفاظ على تحكُّم فعّال في حال فشل المستشعر، الخ.
- التحكُّم بأسطح التوجيه الثانوية – أسطح رفرفة/سدْفات الحافة الأمامية للجناح، وأسطح رفرفة الحافة الخلفية للجناح، ومثبطات الرفع.
- التحكّم بدفع المحرك وربما التكوين المتجهي للدفع.

3.3.5.4 عملية تطوير البرمجيات

The software development process

إدارة تعقيد البرمجيات من الواضح أنها أحد المهام الرئيسية، إن لم تكن المهمة الرئيسية، وعملية التطوير المرحلية يتم تتبعها كما هو مبيّن في الرسم التخطيطي 'V' في الشكل (41.4). ومبدأ التشغيل هو توقُّف تدريجي للمتطلبات الفاعلة أثناء مرحلة التصميم، يليه تنامٍ تدريجي لفحص هذه المتطلبات أثناء مرحلة البرهان. الجانب الأيسر من الرسم التخطيطي V هو خطوات تحليل التصميم، والسفلي من الرسم التخطيطي V هو تنفيذ شفرة البرمجيات، والجانب الأيمن هو الإنشاء التدريجي للفحص وحتى مرحلة موافقة العميل. تبدأ العملية باستخلاص المتطلبات المحددة لنظام التحكُّم بالرحلة من وثائق التحكُّم بالمصدرَ (source control documentation (SCD)) لاشتقاق وثيقة متطلبات النظام العالية المستوى (top level system requirement document (TLSRD)). يتم بعد ذلك التصميم على المستوى البنيوي لإنتاج وثيقة متطلبات البرمجيات (software requirements document (SRD)). المزيد من التصميم التفصيلي للبرمجيات بعد ذلك يؤدي إلى وثائق تصميم البرمجيات (software design documents (SWDD)) لكل وحدة مما تسمح تشفير كل وحدة. ويبدأ فحص البرمجيات على مستوى وحداتها وفقًا لخطط فحص وحدات البرمجيات (software module test plans (SMTP)). يستمر الفحص بأسلوب متنامٍ مع تكامل المجالات الفعالة المختلفة وفقًا لخطة فحص المجال الفعال (functional area test plan (FATP)). ويتم إجراء فحص التكامل الفعال في إعداد مغلق العروة مع تجريب جميع وظائف كمبيوتر التحكُّم بالرحلة تحت الظروف العادية وظروف الفشل باستخدام نموذج تمثيلي للطائرة. ويتم مراقبة جميع أنشطة التصميم من قِبَل فريق مستقل للتحقق من صحتها وصلاحيتها، الذي يقوم أيضًا بتحديد وإجراء جميع الفحوصات. بعد الانتهاء بنجاح من فحوصاتها الفعالة، يتم بعد ذلك شحن الوحدات إلى الشركات المصنِّعة للطائرات لمزيد من الفحص الشامل في مختبر تكامل الأنظمة (system integration laboratory).



الشكل (41.4): دورة حياة البرمجيات.

التحديد الصحيح لمتطلبات نظام التحكُّم بالرحلة بشكل واضح ومحدد هو نقطة البدء الأساسية، وتُستخدَم طرق وأدوات برمجية مختلفة بالاشتراك مع محطات عمل للمساعدة في هذه العملية. وهي تتضمن استخدام لغات وصف النظام وطرق شكلية (formal methods). يمكن إيجاد مراجع للمزيد من القراءات عن لغات وصف النظام في نهاية هذا الفصل، لأنها خارج نطاق هذا الكتاب.

سيتم مناقشة الطرق الشكلية باختصار من حيث دورها في تطوير برمجيات السلامة الحرجة. ويجب الإشارة عند هذه المرحلة أن استخدام الطرق الشكلية في تصميم برمجيات نظام التحكُّم بالرحلة لا تزال قيد التطور.

تقنيات التصميم مثل التصميم الموجَّه الهدف (object oriented design (OOD)) تُستخدَم في كلٍّ من التصميم العالي المستوى ومراحل التصميم التفصيلي للبرمجيات. التصميم الموجَّه الهدف هو تقنية تصميم تكرارية يتم تكرارها حتى تؤدي إلى كلٍّ من وصف البرمجيات ومهامها باللغة الإنجليزية ورسم بوخ (Booch) البياني الذي يكافئ الرسم البياني التخطيطي لمجموعة البرمجيات وعلاقتها بالأجهزة. وهذه التقنية فعّالة في مراحل التصميم الأولى لربط الفجوة بين العميل ومهندس البرمجيات

بصورة قابلة للفهم (وقابلة للعمل) من كليهما. وتتضمن طريقة التصميم الموجَّه الهدف أخذ التصميم في الاعتبار من حيث "الأهداف" و"الأفعال" المرتبطة بالأهداف وهذا يمكن أن يسهِّل الترجمة إلى اللغة البرمجية Ada عالية الدرجة لأن "الأهداف" ضمن التصميم تصبح المجموعة البرمجية Ada.

ويتوفر عدد من أدوات هندسة البرمجيات المُعانة بالكمبيوتر (computer assisted software engineering (CASE)) لتشغيل التصميم الموجَّه الهدف على محطات عمل مناسبة. القراءات والمراجع الإضافية عن التصميم الموجَّه الهدف معطاة في نهاية هذا الفصل.

مسألة اللغات البرمجية أمر حاسم في أنظمة التحكُّم بالرحلة. برمجيات أنظمة التحكُّم بالرحلة الرقمية المصممة حوالى منتصف السبعينيات إلى منتصف الثمانينيات من القرن الماضي كانت تُكتَب بشكل عام باستخدام لغة "مترجم الرموز" (Assembler)، وعادة لمعالج مصمم بشكل معيّن. (المعالِجات الدقيقة المتوفرة آنذاك كانت تفتقر إلى السرعة وإلى معدل معالجة البيانات). لغات مترجم الرموز هي أساسًا تجميع من التعليمات المحدَّدة المترجَمة مباشرة إلى لغة الجهاز، ولها ميزتان رئيسيتان – سرعة التنفيذ ووضوح بعض العمليات الحاسوبية ضمن الكمبيوتر من وجهة نظر أنماط الفشل وتحليل التأثيرات. ومع ذلك، فهي تفتقر إلى المرونة، وسهولة الاستخدام لمعالجة المشاكل المعقدة، والقدرة على التحقق من الخطأ، وسهولة النقل للتشغيل على أجهزة أخرى، التي يمكن أن توفرها لغة عالية الدرجة (high order language (HOL)).

معيار وزارة الدفاع الأمريكية للغة عالية الدرجة هي اللغة Ada واستخدامها إلزامي في أنظمة إلكترونيات الطيران العسكرية. وتُستخدَم الآن أيضًا على نطاق واسع في المملكة المتحدة، وتكتسب قبولاً متزايدًا لأنظمة إلكترونيات الطيران المدنية، بالإضافة إلى العسكرية. على سبيل المثال، برمجيات كمبيوترات الرحلة الأساسية للبوينغ 777 مكتوبة بلغة Ada ويتم تحويلها إلى شكل قابل للتنفيذ لثلاثة معالجات دقيقة مختلفة باستخدام ثلاثة برامج Ada مترجِمة (compilers)

مستقلة. يقوم البرنامج المترجِم بترجمة لغة عالية الدرجة إلى تعليمات أو شفرة قابلة للتنفيذ على الجهاز.

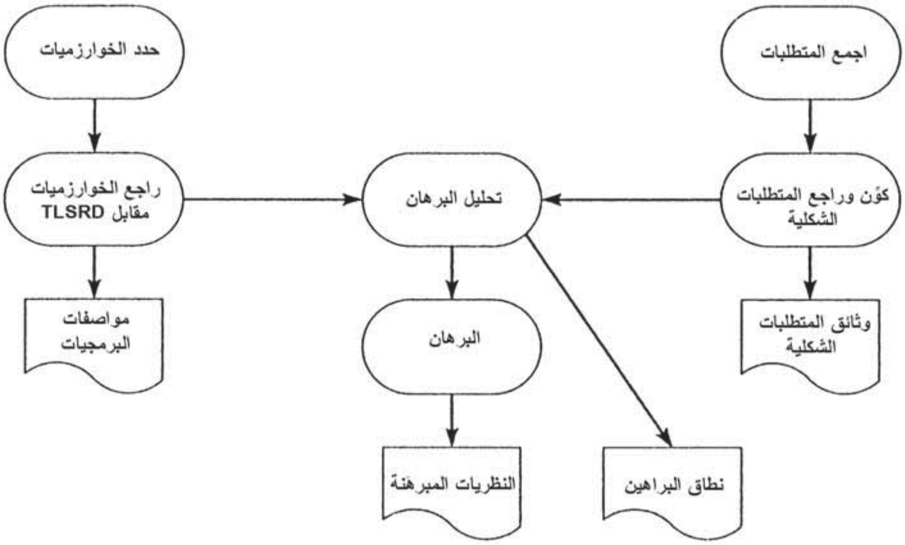
4.3.5.4 التحقق من صحة وصلاحية البرمجيات

Software validation and verification

إن طبيعة السلامة الحرجة لبرمجيات التحكُّم بالرحلة تجعل التحقق من صلاحية سلامتها أمرًا ضروريًا. وواضح أن وثائق البرمجيات والتحكُّم بالإعدادات لجميع مراحل دورة حياة البرمجيات يجب أن تكون متوافقة مع متطلبات السلامة والصلاحية للطيران للسلطات التنظيمية (مثلاً، هيئة الطيران المدني (CAA)، وإدارة الطيران الفيدرالي (FAA)، ووزارة الدفاع (MoD)، الخ). والمعايير ذات الصلة هي DO 178B، و MIL STD 2167A، وDEF STAN 00-55 (انظر القراءات الإضافية).

والمراحل المتضمنة للوصول إلى هذه المرحلة تتبع طريقة تصميم مبنية بعناية وقد تتضمن استخدام الطرق الشكلية. والطرق الشكلية لتصميم البرمجيات تتضمن استخدام نظرية المجموعات الرياضية والمنطق لتحديد فعالية البرمجيات. والمواصفات بهذه التسميات الرياضية لها بعض الميزات الرئيسية أفضل من اللغة الإنجليزية أو التسميات الرسومية البيانية في أنها محددة وواضحة، ويمكن التحقق من اكتمالها، كما يمكن فحص خصائصها بالطرق الرياضية. وهذا يؤدي إلى مواصفات أكثر تفصيلاً مع احتوائها على عدد أقل من الأخطاء، وتكون أكثر ثباتًا وأقل احتمالاً لتفسيرها بشكل خاطئ. وصافي التأثير هو أن سمات معينة للنظام يتم تعريفها كاملة مما يقلل من مخاطر التطوير. الرياضيات المستخدَمة في الطرق الشكلية لوصف المعلومات والأنظمة تُعرَف باسم الرياضيات المتقطعة (discrete mathematics)، بدلاً من الرياضيات "المتصلة" (continuous mathematics) المستخدَمة لوصف العمليات الفيزيائية. ويُستخدّم المنطق ونظرية المجموعات لتمثيل حالات وعمليات النظام. وإحدى هذه الطرق هي لغة رياضية تعرَف باسم 'Z' التي تُستخدَم لتحديد المتطلبات الفعالة للنظام. وقد تم تطوير هذا من قِبَل المجموعة البحثية لجامعة أكسفورد التابعة

لشركة IBM. وتستند لغة Z إلى نظرية المجموعات لزيرميلو وفرانكل (Zermilo-Frankel) التي منها اشتُق اسمها، وهي تسمية رياضية مرنة ببنًى لتكوين مواصفات مجردة أو محدَّدة بطريقة مبنية جيدًا. ويجب الإشارة، مع ذلك، إلى أن التسمية Z يمكن أن تأخذ بعض الوقت ليتم التعود عليها من قِبَل المهندسين الأقل توجُّها من الناحية الرياضية. التحقق الشكلي من صحة عملية التصميم مبيّن في الشكل (42.4)، والمراجع المناسبة للطرق الشكلية معطاة في نهاية هذا الفصل.



الشكل (42.4): التحقق الشكلي من صحة التصميم.

يجب التأكيد مرة أخرى إلى أن كامل موضوع برمجيات السلامة الحرجة كبير جدًا ومعقد ولا يزال قيد التطوير والنضوج. والهدف من هذا القسم هو لمحاولة تعريف القارئ بالموضوع والإشارة حيث يتطلب إلى المراجع التي يمكن الحصول عليها.

5.3.5.4 البرمجيات المتعددة الإصدار أو المتباينة

Dissimilar or multi-version software

إن الصعوبة البالغة، إن لم تكن استحالة، لإثبات سلامة النظام باستخدام برمجيات مشتركة في قنواته (أو ممراته) الوافرة المتماثلة على مستويات الأمان

المطلوبة بواسطة السلطات التنظيمية المدنية قد قادت إلى الحاجة إلى وفرة متباينة كما شُرِح سابقًا. ويتم تركيب اثنين (أو أكثر) من أنظمة الحوسبة للتحكُّم بالرحلة الباقية من الفشل والمستقلة تمامًا. وكل نظام يستخدِم نوعًا مختلفًا من المعالج الدقيق، كما أن البرمجيات مكتوبة بلغات برمجية مختلفة من قِبَل فريق برمجي مستقل باستخدام طرق وإجراءات صارمة جدًا. ومع ذلك، فإن درجة الاستقلالية في كتابة برمجيات متباينة أو "متعددة الإصدار" لتلبية متطلبات النظام المشترَك ليست 100 في المئة.

بعض الأبحاث التي أجرِيت في الولايات المتحدة أثبتت أن البرمجيات المتعددة الإصدار المكتوبة للتوافق مع متطلب مشترَك معطى يمكن أن تحتوي على أخطاء غير مستقلة – أيْ أنه يمكن أن تحدث الأخطاء المشترَكة.

جزء من المشكلة يكمُن في فهم متطلبات النظام المعني، الذي يتضمن مشاكلَ غير متوقَّعة، وغموضاً محتملاً في التفسير. وصرامة ودرجة التحكُّم بعملية التطوير البرمجي هو عامل إضافي، وكلما كان هذا أفضل كانت الأخطاء أقل على أيّة حال.

وتشير التقديرات المحافظة إلى أن برمجيات الإصدار المتعدد ينبغي أن تحقق تحسيناً بنسبة 95 في المئة في خفض الأخطاء البرمجية الموجودة في برنامج حاسوبي واحد – أيْ 1 في 20 فقط من الأخطاء الموجودة سيتم التشارك بها. وتحسيناً بنسبة 20 إلى 1 عن طريق استخدام برمجيات متعددة الإصدار من الواضح أنها جديرة بالاقتناء. وقد تم أيضًا الأخذ في الاعتبار أن استخدام الطرق الشكلية لتحديد متطلبات البرمجيات وضمان أن هذه مذكورة بشكل سليم ينبغي أن يحسن بشكل أكبر مستوى الثقة في خفض عدد الأخطاء المتشاركَة.

4.5.4 أنماط الفشل وتحليل التأثيرات

Failure modes and effects analysis

"أنماط الفشل وتحليل التأثيرات" الشاملة لنظام التحكُّم بالرحلة مطلوب من قِبَل السلطات التنظيمية قبل منح شهادة صلاحية الطيران (Certificate of

(Airworthiness. وهذا يشمل كل جزء من النظام كاملاً، بما في ذلك الأجهزة والبرمجيات ومصادر القدرة. وأيّ جزء من النظام يمكن أن يفشل من أيّ سبب ويجب إظهار أن النظام، كاملاً، يمكنه البقاء من هذا الفشل، وأن يحافظ على طيران آمن. أهمية الوفرة المتباينة في هذا السياق من النص واضحة.

المتوسط الزمني بين حالات الفشل لكل عنصر في النظام يجب تأسيسه باستخدام بيانات إحصائية تم التحقق من صلاحيتها جيدًا حيث أمكن ويجب التأكيد أن إعدادات النظام سوف يلبي كامل متطلبات السلامة والأمان (كما ورد في القسم 1.4.4).

6.4 التحكُّم برحلة الطيران بالضوء Fly-by-light flight control

1.6.4 المقدمة Introduction

لقد تمت الإشارة إلى حالات فشل النمط المشترك التي يمكن أن تنتُج من التداخل الكهرومغناطيسي (electromagnetic interference (EMI)) الشديد إذا لم يتم عزل الجهاز جيدًا من التداخل الكهرومغناطيسي. والتداخل الكهرومغناطيسي يمكن أن ينشأ عن:

ضربات البرق: يمكن أن تتولد نبضات كهرومغناطيسية كبيرة جدًا مع مجالات كهربية تصل شدتها إلى مئات من الفولت لكل متر، كما يمكن أن يتولد طيف واسع جدًا من ترددات الإشعاع الكهرومغناطيسي.

الطيران فوق أجهزة إرسال الراديو/الرادار العالية القدرة: لقد حدثت عدة حالات عانتها الطائرة انتقالات شديدة في النظام الآلي للتحكُّم بالطيران مما جعلت الطائرة خارج السيطرة عند الطيران فوق أجهزة إرسال الراديو/الرادار العالية القدرة. وكان هذا نتيجة قابلية تعرُّض الأجهزة الإلكترونية التناظرية لنظام التحكُّم بالرحلة للتداخل الكهرومغناطيسي بسبب العزل الكهرومغناطيسي غير الملائم. الأنظمة

الرقمية الحالية للتحكُّم بالرحلة مصممة بمواصفات توافُق كهرومغناطيسي (electromagnetic compatibility (EMC)) عالية جدًا (أيْ القدرة على مقاومة المستويات العالية من التداخل الكهرومغناطيسي)، ويجب أن تكون قادرة على مقاومة مثل هذه البيئات.

حالات الفشل في نظام العزل الكهرومغناطيسي: حيث تصبح فيه أجهزة إلكترونيات الطيران قابلة للتعرض لمصادر داخلية للإشعاع الكهرومغناطيسي مثل أجهزة الراديو والرادار، والمولدات الكهربائية، الخ، أو لمصادر التداخل الكهرومغناطيسي الخارجية. وفشل العزل الكهرومغناطيسي يمكن أن ينشأ عن انقطاعات أو عن مقاومة عالية في الاتصالات الأرضية بهيكل الطائرة والترابط الكهربائي للهيكل نتيجة التآكل، وتركيب نوعية رديئة، الخ. وحالات الفشل هذه يمكن أن تكون ذات طبيعة خاملة، ويمكن فقط أن تصبح ظاهرة عند مواجهة مصدر تداخل كهرومغناطيسي غير عادي.

القرب من انفجار نووي والانبعاثات الناتجة من أشعة جاما والنبضات الكهرومغناطيسية (electromagnetic pulses (EMP)) لقوة المجال الكهربي العالي جدًا. أجهزة إلكترونيات الطيران العسكرية مصمَّمة بشكل خاص للبقاء حتى مستوى معيّن (مصنَّف) من هذه التأثيرات. ويُشار إلى هذه السمة باسم "الصلابة النووية" (nuclear hardness)، ويتم تحقيقها عن طريق تصميم دوائر، واستخدام المكوِّنات القادرة على المقاومة النووية، وتقنيات الطوق، والعزل الكهرومغناطيسي الفاعل جدًا. هذا الموضوع خارج نطاق هذا الكتاب ومعظم المعلومات حول هذا الموضوع ذات طبيعة سرية بالغة. ومع ذلك، فإن الطائرات العسكرية بنظام تحكُّم بالرحلة والقادرة على المقاومة النووية ينبغي أن يكون لها قابلية تعرّض منخفضة للتداخل الكهرومغناطيسي لكي تتوافق مع مواصفات الصلابة النووية.

ويمكن تصميم الوحدات الإلكترونية ومرفقاتها، أو "عُلَبها"، بأن يكون لها عزل كهرومغناطيسي فاعل جدًا. ومع ذلك، فإن "كعب أخيل" (Achilles heel) للنظام يمكن أن تكون الكابلات المتصلة مع بعضها البعض، التي تربط معًا جميع

عناصر النظام. هذه الكابلات المتصلة مع بعضها البعض ينبغي أن يكون لها عزل كهرومغناطيسي فاعل جدًا، والتي تكتسب نتيجة ذلك وزنًا كبيرًا. الأسلاك الخارجة من الكابلات إلى الوحدات (أو العُلَب) ينبغي أيضًا أن تنتهي أطرافها بمرشحات كهرومغناطيسية والتي تُظهِر معاوقة منخفضة للفولتيات المنتقلة في الكابلات والمستحَثة بالتداخل الكهرومغناطيسي. وبالتالي، يتم توهين الفولتيات المنتقلة قبل أن تتمكن من التأثير في الدوائر الموجودة داخل العُلبة. (يجب ملاحظة أن الأسلاك الخارجة من موصِّلات الكابل والمرشحات الكهرومغناطيسية يتم تغليفها ضمن المُرفَق المعزول حول الموصل وتُعرَف باسم "قبو التوافُق الكهرومغناطيسي" (EMC vault) بحيث لا تكون هناك فتحة لدخول إشعاع التداخل الكهرومغناطيسي إلى العلبة).

استخدام النقل الرقمي للبيانات يتيح دمج شفرة فحص الخطأ في الصيغة النصية للبيانات الرقمية بحيث إن أيّ عطب للبيانات الرقمية (مثلاً بواسطة التداخل الكهرومغناطيسي) يمكن اكتشافه ويتم إهمال البيانات. ومع ذلك، سيتم فقدان البيانات "ويتجمد" النظام أثناء فترة التداخل بحيث يمكن السماح فقط لفقدان انتقالي قصير. وسلامة العزل للكابلات المتصلة مع بعضها البعض يجب بالتالي أن يكون عالياً جدًا في الواقع لتلبية متطلبات الأمان للرحلة.

واستخدام النقل البصري للبيانات الذي بواسطته يتم نقل البيانات الرقمية (أو التناظرية) كإشارة ذات شدة ضوء مضمَّنة (modulated) على طول كابل الليف البصري يعمل على التغلب على هذه المشاكل. وسائط النقل البصري لا تتأثر بالتداخل الكهرومغناطيسي ويمكن تحقيق سرعات لنقل البيانات أعلى بكثير، مثلاً بعرض حزمة 1 GHz (10^9 Hz). أنظمة نقل بيانات إلكترونيات الطيران الحالية باستخدام النقل بالألياف البصرية للبيانات تعمل في النطاق 20 ميجابِت/ث إلى 100 ميجابِت/ث. (مبادئ إرسال البيانات بالألياف البصرية والناقلات البصرية للبيانات سيتم تغطيتها في الفصل التاسع).

كابل الألياف البصرية أيضًا أخف وزنًا بكثير من الكابلات المعزولة المكافئة التي تحل محلها. وتوفير الوزن يمكن أن يكون ذا دلالة، كما أُشير سابقًا، حيث إن الوزن الذي يتم توفيره بواسطة تركيب الأجهزة يرتفع بعامل قدره حوالى 10 للوزن الكلي للطائرة. وثمة دافع آخر لتبنِّي الإرسال البصري للبيانات وهو الاستخدام الشامل للمواد المكونة في هيكل الطائرة والفقد الناتج من العزل بواسطة غشاء الألمنيوم الذي يشكِّل "قفص فاراداي" (Faraday cage) طالما أن المجالات الكهربائية الخارجية هي محل الاهتمام.

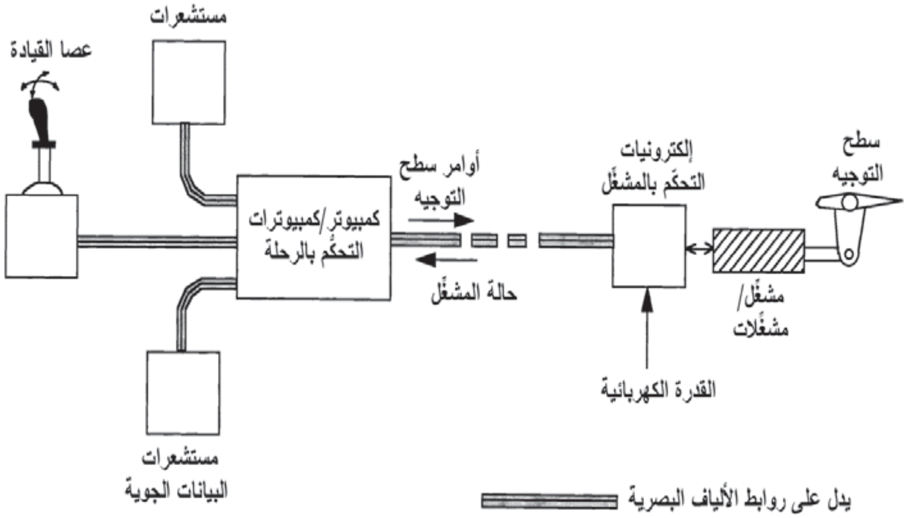
واستخدام روابط الألياف البصرية للتوصيل البيني بين العناصر الأساسية لنظام التحكُّم بالرحلة – عصا قيادة الطيار، والمستشعرات، وكمبيوترات التحكُّم بالرحلة، والأجهزة الإلكترونية للتحكُّم بالمشغِّل، الخ، أصبحت تُعرف باسم نظام التحكُّم برحلة "الطيران بالضوء" وسيتم تغطيتها بمزيد من التفاصيل في القسم 2.6.4.

وتجدر الإشارة، مع ذلك، أنه في حين أن عددًا من طائرات الطراز الأول قد طارت بأنظمة تحكُّم بالرحلة باستخدام روابط ألياف بصرية، إلا أنه لا يوجد إنتاج لطائرات قيد الخدمة بنظام تحكُّم برحلة الطيران بالضوء عند كتابة هذا الكتاب. والمزايا، على أيّة حال، هي أنها ليست سوى مسألة وقت قبل استغلال التقنية على نطاق واسع.

2.6.4 أنظمة التحكُّم برحلة الطيران بالضوء

Fly-by-light flight control systems

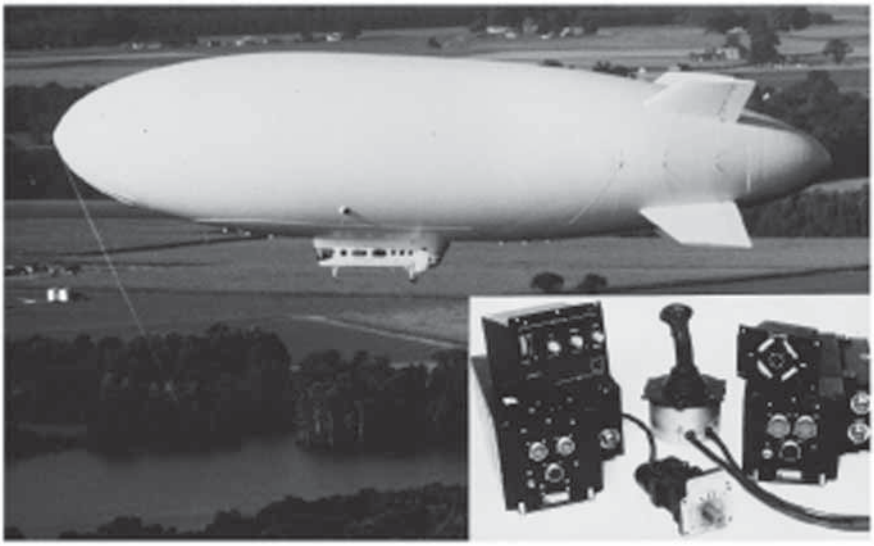
يبيّن الشكل (43.4) رسمًا توضيحيًا لإعدادات نظام التحكُّم برحلة الطيران بالضوء. وقد أُهمِلت الوفرة المرافقة للتوضيح. روابط الألياف البصرية التي تصل بينيًا بين وحدات نظام التحكُّم بالرحلة تعمل على إزالة إمكانية انتشار الأعطال الكهربائية بين الوحدات، لأن الليف البصري عازل.

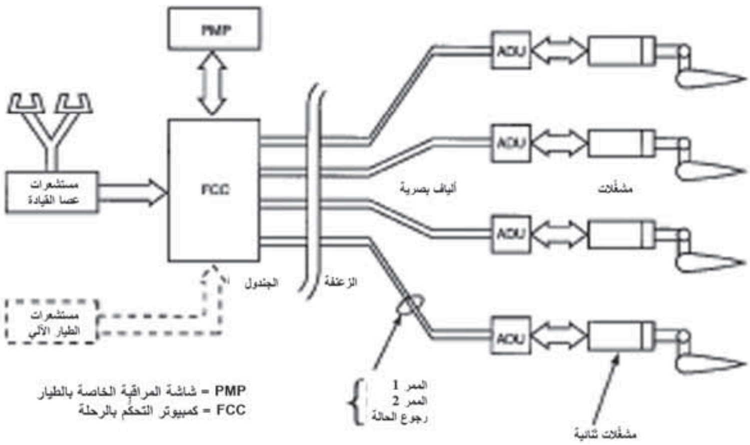


الشكل (43.4): نظام التحكُّم برحلة الطيران بالضوء (أُهملت الوفرة للتوضيح).

وروابط الألياف البصرية هي ثنائية الاتجاه ويمكن أيضًا استخدامها لإرسال حالة النظام إلى لوحة عرض/تحكُّم الطيار. على سبيل المثال، اختبارات "الجولة الختامية" (wrap round) يمكن إجراؤها للتحقق من أن البيانات قد وصلت إلى وجهتها كما يمكن التحقق من حالة أو "صحة" نظام مشغِّل سطح التوجيه عن طريق مراقبة إشارات خطأ المؤازر الآلي وحالات الضغط الهيدروليكي للمشغِّل.

يتم وضع الأجهزة الإلكترونية لسطح التوجيه وأيضًا المشغِّل بالقرب من بعضها البعض. والتوصيلات المطلوبة هي فقط كابلات الألياف البصرية ومصادر القدرة الكهربائية، حيث يتم التخلص من طقم التوصيلات السلكية الكبيرة المطلوبة في الأنظمة التناظرية السابقة. مثل هذه الأنظمة يُشار إليها في بعض الأحيان باسم "المشغِّلات الذكية" (smart actuators).





الشكل (44.4): المنطاد الآلي Skyship 600 بنظام الإشارة البصرية للتحكُّم بالرحلة (بترخيص من BAE SYSTEMS).

والميزة الأخرى لإرسال البيانات بالألياف البصرية هي القدرة على استخدام "تضاعُف تقسيم الطول الموجي" (wavelength division multiplexing (WDM)) حيث يمكن استعمال ليف بصري واحد لإرسال عدة قنوات من المعلومات كنبضات ضوئية مشفرة من الأطوال الموجية المختلفة (أو

الألوان) في وقت واحد. يتم بعد ذلك استعادة قنوات البيانات على حِدَة من البيانات البصرية المختلطة عن طريق تمرير الإشارة الضوئية خلال مرشحات بصرية سلبية منتقاة الطول الموجي، التي يتم توليفها إلى الأطوال الموجية الخاصة بكل من البيانات على حدة. وتضاعُف تقسيم الطول الموجي له أمان عالٍ جدًا لأن القنوات المضاعَفة تُعزَل بصريًا بفعالية.

من المدهش ملاحظة أن أحد التطبيقات الأولى لتقنية الطيران بالضوء كان على مركَبة الطيران القديمة، أيْ المنطاد الآلي. والمناطيد الآلية غير الصلبة قد تكتسب فرصة حياة جديدة كمنصات طويلة الفترة لأنظمة المراقبة الرادارية المحمولة جوًّا. والمنطاد الآلي قادر على حمل هوائي راداري كبير عالي القدرة ضمن مخطط حدود طيرانه، كما أنه قادر على البقاء في الجو لعدة أيام (مع التزود بعض الأحيان بالوقود أثناء الطيران بينما يحلِّق فوق سفينة إمداد). ويمكنه أيضًا حمل طاقم كبير نسبيًا مطلوب لفترة تشغيل 24 ساعة في راحة كبيرة.

ويتطلب تحكُّمات كاملة القدرة لأسطح التوجيه الكبيرة للمنطاد نتيجة الحاجة إلى تشغيل الطيار الآلي لمهمات الفترة الطويلة واستقرار آلي لمواجهة عدم استقرارية الانحدار المتأصل وتوفير مضائل الانعراج. وكابلات التحكُّم الطويلة المطلوبة من الجندول إلى أسطح التوجيه (100 إلى 200 متر على المناطيد الكبيرة المُسقَطة) واحتمالية المعاناة من الضربات الجوية تجعل نظام الإشارة البصرية للتحكُّم بالرحلة حلاً جذابًا. يبيّن الشكل (44.4) "برهان الفكرة" (proof of concept) وهو المنطاد الآلي Skyship 600 الذي حلَّق لأول مرة بنظام الإشارة البصرية للتحكُّم بالرحلة في أكتوبر 1988.

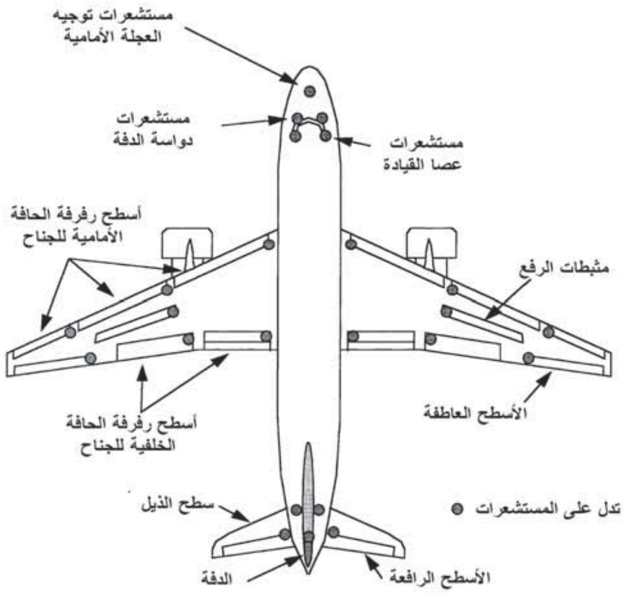
3.6.4 المستشعرات البصرية **Optical sensors**

يبيّن الشكلان (45.4) (أ) و(ب) العدد الكبير من المستشعرات المشاركة في نظام التحكُّم بالرحلة لطائرتين تمثيليتين مدنية وعسكرية على التوالي – والعديد

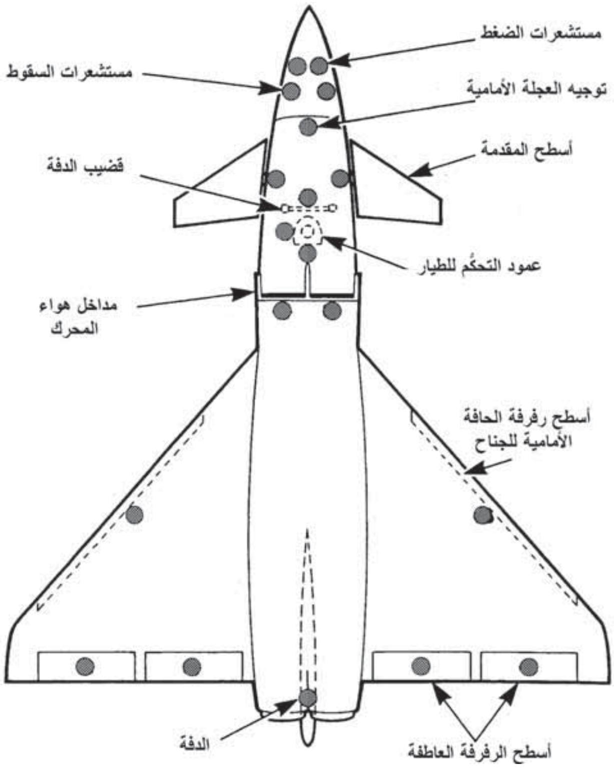
من هذه المستشعرات هي على مستوى رباعي. وقد تمّت الإشارة إلى الموقع التقريبي للمستشعرات، ويمكن ملاحظة أن معظمها يقع بالقرب من نهايات الطائرة، وربما محجوبة بشكل أقل من الأجهزة المركَّبة لبدن الطائرة. والاستخدام الواسع للمكونات يمكن أن يزيد من انحطاط العزل الكهرومغناطيسي بالقرب من هذه المستشعرات.

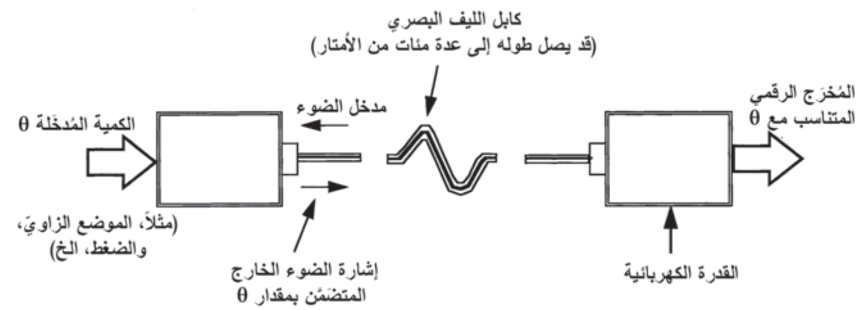
واستخدام ما يُشار إليها بالمستشعرات البصرية السلبية (passive optical sensors) تمنح مزايا خاصة في مثل هذه التطبيقات لأن هذه المستشعرات لا تتأثر بالتداخل الكهرومغناطيسي. وتُعرَّف المستشعرات البصرية السلبية بأنها مستشعرات لا تتطلب إمدادات كهربائية أو أيّ معالجة إلكترونية في المستشعر، حيث إن مُخرَج المستشعر هو إشارة بصرية يتم تضمينها عن طريق الكمية التي يتم قياسها. ومعالجة هذه الإشارة البصرية يتم إجراؤها بواسطة وحدة إلكترونية منفصلة معزولة تمامًا عن التداخل الكهرومغناطيسي، حيث إن التوصيل الوحيد بين المستشعر والوحدة الإلكترونية هو كابل الليف البصري. فكرة عمل هذه المستشعرات موضح في الشكل (46.4).

واستغلال مبادئ مقياس التداخل البصري يجري أيضًا العمل عليها بفعالية في تطوير مستشعرات سلبية جديدة لقياس الضغط، ودرجة الحرارة، والتسارع، الخ. هذه المستشعرات السلبية أيضًا قادرة على العمل عند درجات الحرارة العالية (حتى $600\ ^{o}C$) ولها تطبيقات في أنظمة التحكُّم بالمحرك، بالإضافة إلى التحكُّم بالرحلة.



الشكل (45.4) (أ): مواقع المستشعرات – الطائرة المدنية.





الشكل (46.4): فكرة عمل المستشعر البصري السلبي.

Further reading — قراءات إضافية

Barnes, J. G. P. *Programming in Ada*. London; Reading, Mass: Addison Wesley, 1982.

Briere, D., C. Favre and P. Traverse. *A Family of Fault-Tolerant Systems: Electrical Flight Controls, from Airbus A320/330/340 to Future Military Transport Aircraft*. ERA Avionics Conference 1993.

Coad, Peter and Edward Yourdon. *Object Oriented Analysis*. 2nd ed. Englewood Cliffs, NJ: Yourdon Press, 1991.

Davis, Alan M. *Software Requirements: Analysis and Specification*. Englewood Cliffs, NJ: Prentice Hall, 1990.

D'Azzo, John J. [and] Constantine H. Houpis. *Linear Control System Analysis and Design*. New York: McGraw-Hill, 1975. (McGraw-Hill Electrical and Electronic Engineering Series)

DeMarco, T. *Structured Analysis and Design*. Englewood Cliffs, NJ: Yourdon Press Computing Press, 1978.

Hatley, Derek J. and Imtiaz A. Pirbhai. *Strategies for Real-Time System Specification*. New York: Dorset House Pub., 1987.

Ince, D. C. *An Introduction to Discrete Mathematics and Formal System Specification*. Oxford [England]: Clarendon Press; New York: Oxford University Press, 1988. (Oxford Applied Mathematics and Computing Science Series)

Interim Defence Standard DEF STAN OO-55, *The Procurement of Safety Critical Software in Defence Equipment*. 5th ed. April 1991.

McLean, Donald. *Automatic Flight Control Systems*. Englewood Cliffs, NJ: Prentice Hall, 1990. (Prentice Hall International Series in Systems and Control Engineering)

Military Standard DOD-STD-2167A. *Defense System Software Development*. 29 February 1988.

Mirza, N. A. *Primary Flight Computers for the Boeing 777*. ERA Avionics Conference 1992 ERA Report 92-0809.

Pratt, Roger W. (ed.). *Flight Control Systems: Practical Issues in Design and Implementation*. Herts, UK: Institution of Electrical Engineers; Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000. (IEE Control Engineering Series; 57)

Ramage, J. K. *AFTI/F16 Automated Maneuvering Attack System Configuration and Integration*: Proceedings of the IEEE 1986 National Aerospace and Electronics Conference, Dayton, Ohio.

RTCA-EUROCAE DO178B/ED-12B. *Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification*. December 1992.

Rushby, J. *Formal Methods and the Certification of Critical Systems*. Technical report CSL-93-7 December 1993 Computer Science Laboratory SRI International.

الفصل الخامس

مستشعرات القصور الذاتي واشتقاق الوضع

Inertial Sensors and Attitude Derivation

1.5 المقدمة Introduction

تُعرَف الجيروسكوبات (اختُصِرت فيما بعد بالجيرو) ومقاييس التسارع بأنها مستشعرات قصورية ذاتية. وهذا لأنها تستغل خاصية القصور الذاتي، أيْ مقاومة التغيُّر في كمية التحرك، لتستشعر الحركة الزاويّة في حالة الجيرو والتغيُّرات في الحركة الخطية في حالة مقاييس التسارع. وهي ضرورية للتحكّم وإرشاد الطائرة. على سبيل المثال، في طائرة الطيران بواسطة الأسلاك، تقدِّم الجيروات السرعية ومقاييس التسارع التغذية الخلفية لحركة الطائرة، التي تتيح تحقيق التحكُّم بأمر المناورة، وأيضًا في استقرار الطائرة غير المستقرة ديناميكيًا هوائيًا عن طريق نظام التحكُّم بالرحلة (كما شُرِح في الفصل الرابع).

والجيروات ومقاييس التسارع أيضًا هي العناصر الأساسية للنظام المرجعي المكاني أو النظام المرجعي للوضع/الاتجاه (attitude/heading reference system (AHRS)) ونظام الملاحة بالقصور الذاتي (inertial navigation system (INS)). وهي تقوم إلى حد كبير بتحديد أداء ودقة هذه الأنظمة، وتمثل جزءًا أساسيًا من تكلفة النظام.

النظام المرجعي للوضع/الاتجاه ونظام الملاحة بالقصور الذاتي يتشاركان في تقنية مشتركة وفي مبادئ التشغيل. يقوم هذا الفصل بتغطية موضوع الجيروات

ومقاييس التسارع واشتقاق الوضع من المستشعرات المُحكَمة التثبيت، وتقديم الخلفية الأساسية لنظام الملاحة بالقصور الذاتي والنظام المرجعي للوضع/الاتجاه، التي سيتم تغطيتها في الفصل السادس – أنظمة الملاحة.

2.5 الجيروات ومقاييس التسارع GYROS and accelerometers

1.2.5 المقدمة Introduction

إن متطلبات الدقة للجيروات ومقاييس التسارع يمكن أن تختلف بعدة درجات مقدارية اعتمادًا على التطبيق. يبيّن الجدول (1.5) متطلبات الدقة لنظام نموذجي للتحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك ونظام ملاحة بالقصور الذاتي مُحكَم التثبيت بدقة ميل 1 ميل ملاحي/ساعة باعتبارهما يمثلان النهايتين العظمى والصغرى لطيف الأداء.

وليس من الغريب أن تكاليف هذه الأجهزة يمكن أيضًا أن تختلف بدرجة من المقدار أو أكثر.

الجدول (1.5): متطلبات الدقة

		نظام التحكُّم بالرحلة	نظام INS المُحكَم التثبيت
الجيرو	عامل القياس	0.5%	0.001% (10 جزء في المليون (ppm))
	حيدان صفري/عدم يقين السرعة	1^{o} لكل دقيقة	0.01^{o} لكل ساعة
مقياس التسارع	عامل القياس	0.5%	0.01% (100 جزء في المليون)
	حيدان صفري/استقرار انحيازي	5×10^{-5} g	(50 μg) 5×10^{-5} g

والسعي وراء وإحراز حالات الدقة المطلوبة للملاحة بالقصور الذاتي قد اشتمل على عدة بلايين من الدولارات حول العالم من النفقات والاستغلال المستمر للتقنية الحديثة. على سبيل المثال، أول ليزر في العالم أُثبِت في عام 1960 من القرن الماضي وجيرو الليزر الحلَقي (ring laser gyro (RLG)) التجريبي الأول أُثبِت في عام 1963 من القرن الماضي بدقة بضع درجات لكل ساعة. والإنتاج الأول لأنظمة الملاحة بالقصور الذاتي المستندة إلى جيرو الليزر الحلَقي (التي تتطلب دقة 0.01^{o} لكل ساعة) دخلت في الخدمة بمقاييس كبيرة للطائرات المدنية في عام 1981 من القرن الماضي. وأنظمة الملاحة بالقصور الذاتي المستندة إلى جيرو الليزر الحلَقي تسود الآن سوق نظام الملاحة بالقصور الذاتي. وهو إنجاز تقني رائع بكل المقاييس.

الجيروات المستخدَمة في التصاميم القديمة لأنظمة التحكُّم والإرشاد هي التي يُشار إليها باسم "جيروات دوّار المِغزَل" (spinning rotor gyros) لأنها تستغل كمية التحرك الزاويّ لدوّار المِغزَل لتستشعر الحركة الزاويّة. ومع ذلك، فإن تعقيدها الميكانيكي وأنماط فشلها المتأصلة تقيِّد من تكاليفها ووثوقيتها، وبالتالي من تكلفة ملكيتها. واستهلاك القدرة وزمن التحضير هما أيضًا عاملان مقيِّدان إضافيان لهذه التقنية.

وقد تم تطوير الجيروات التي تعمل على مبادئ "الحالة الصلبة" بسبب الوثوقية الأعلى المتأصلة فيها وتكلفة ملكيتها الأقل. والجيروات البصرية مثل جيرو الليزر الحلَقي وجيرو الليف البصري يتم استبدالها سريعًا بدلاً من جيروات دوّار المغزل.

إن الحصول على نظام الملاحة بالقصور الذاتي الجديد هو من أجل الأنظمة المستندة إلى جيرو الليزر الحلَقي بسبب التحسين إلى عشرة أضعاف في تكلفة الملكية بشكل أفضل من نظام الملاحة بالقصور الذاتي ذي المنصة المستقرة. وجيرو الليف

البصري ذو المقياس التداخلي (interferometric fiber optic gyro (IFOG)) في الوقت الحاضر هو على مستوى النظام المرجعي للوضع/الاتجاه من الدقة.

الطلبات الأولى للإنتاج بمقاييس كبيرة للنظام المرجعي للاتجاه/الوضع المستند على جيرو الليف البصري ذو المقياس التداخلي تمت في مطلع التسعينيات من القرن الماضي. والأنظمة المرجعية للاتجاه/الوضع المستندة إلى جيرو الليف البصري ذي المقياس التداخلي هي الآن قيد الخدمة على نطاق واسع في كلٍّ من الطائرات المدنية والعسكرية، وقد قامت بتجميع عدة ملايين من ساعات التشغيل الممارَسة. وقد أظهرت استقرارية ووثوقية جيدة جدًا. وجيروات المقياس التداخلي لليف البصري بدقة القصور الذاتي (سرعة انجراف أقل من 0.01^{o} لكل ساعة) ستتوفر في المستقبل القريب.

في النهاية السفلى من طيف الدقة، فإن الجيروات السرعية ذات الكتلة المهتزة المدارة بالآلة الدقيقة (micro-machined vibrating mass rate gyros) التي تستغل تقنية صناعة أشباه الموصلات قد أصبحت مؤسَّسة جيدًا خلال التسعينيات من القرن الماضي. تطبيقات إلكترونيات الطيران لها تشمل التحكُّم بالرحلة وأنظمة الأفق الاصطناعي الاحتياطية ذات الحالة الصلبة. وهي أجهزة متينة وموثوقة جدًا وباستهلاك منخفض للقدرة وتقدم الميزة الأساسية للتكلفة المنخفضة نسبيًا.

2.2.5 جيروات كمية التحرك الزاويّ Angul momentum gyros

1.2.2.5 المقدمة والمبادئ الأساسية

Introduction and basic principles

إن الجيروات من النوع دوّار المغزل أو كمية التحرك الزاويّ قد أتاحت إجراء تقدم عظيم في التحكُّم والإرشاد يتفاوت من التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك إلى الملاحة القائمة بذاتها البالغة الدقة، بما في ذلك جميع المهمات الفضائية حتى أواخر الثمانينيات من القرن الماضي. وعلى الرغم من أنه يجري

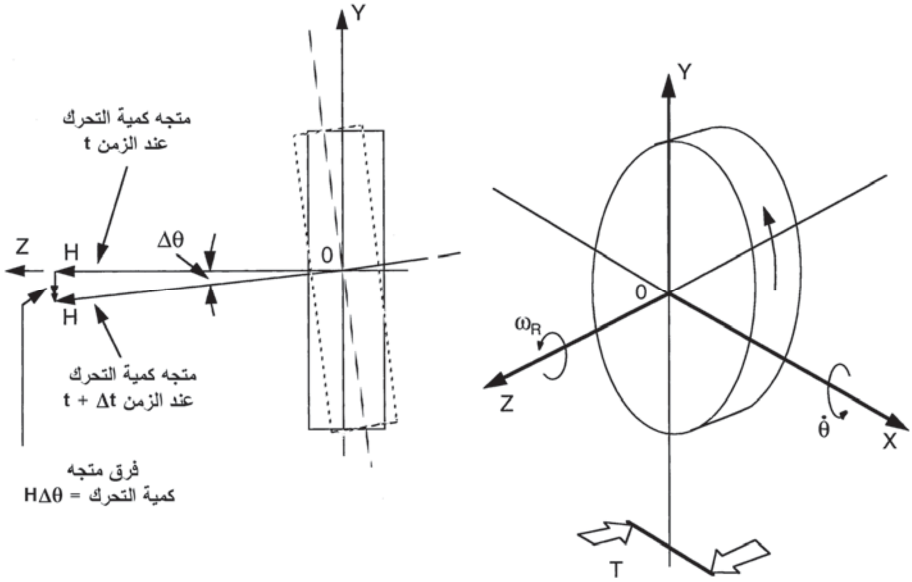
استبدالها تدريجيًا بواسطة جيروات من النوع "الحالة الصلبة" مثل جيرو الليزر الحلَقي وجيرو الليف البصري، فإن الجيروات من النوع دوّار المغزل لا تزال قيد الاقتناء لأنظمة الطائرات المبنية حديثًا. وهناك أيضًا أعداد كبيرة جدًا من جيروات دوّار المغزل في الخدمة في الأنظمة المتواجدة وستحتاج إلى عدة سنوات قبل استبدالها تمامًا. وبهذا، فإنه من الضروري القيام بمعرفة خصائصها.

مبدأ جيرو دوّار المغزل تم إثباته لأول مرة في عام 1852 من قِبَل الفيزيائي الفرنسي جين فوكولت (Jean Foucault) الذي استخدم خاصية محور الغزل لحدَّافة مغزلية معلَّقة بالجيمبال (gimbal suspended spinning flywheel) للحفاظ على اتجاه ثابت في الفضاء لقياس دوران الأرض. وقد قام بتسمية الجهاز باسم "جيروسكوب" المشتق من الكلمتين اليونانيتين gyros التي تعني دوران و skopein التي تعني رؤية. الترجمة الحرفية بالتالي هي "رؤية الدوران"، وهو وصف جيد لوظيفة الجهاز، وينطبق تمامًا على جيرو الليزر الحلَقي.

والجيروسكوب من النوع دوّار المغزل يَستخدِم الخاصية الأساسية لكمية التحرك الزاويّ للدوّار لمقاومة تغيير اتجاهه إما لتوفير مرجع مكاني أو لقياس السرعة الزاويّة للدوران.

في الحالة الأولى، يتم تعليق دوّار المغزل بطريقة بحيث يكون محور الغزل حرًّا ليشير إلى أيّ اتجاه اختياري، وبشرط أن لا تكون هناك عزوم دوران تؤثر حول محاوره الحرة التي ستظل تشير في هذا الاتجاه الثابت في الفضاء.

وفي الحالة الثانية، يكون محور غزل الدوّار مقيَّداً لتتبع الدوران الذي يمارسه الجيرو حول محور إدخاله (input axis) أو محاوره. وعزم الدوران المطلوب لتقييد الدوّار يتناسب طرديًا مع معدل الإدخال الذي يمكن تعيينه بعد ذلك عن طريق قياس عزم الدوران. النوع الأول يُعرَف باسم الجيرو الحر (free gyro)، والنوع الثاني يُشار إليه باسم الجيرو السرعي (rate gyro).



الشكل (1.5): الدقة الجيروسكوبية.

عزم الدوران المطلوب لتغيير اتجاه محور غزل الدوّار يمكن اشتقاقه على النحو التالي:

بالرجوع إلى الشكل (1.5)، افترض أن دوّار الجيرو تم دورانه بزاوية صغيرة $\Delta\theta$ حول المحور OX خلال الزمن Δt. التغيُّر المتجهي في كمية التحرك الزاويّ يساوي $H\Delta\theta$ وهو في اتجاه موازٍ للمحور OY (انظر الشكل الجانبي الذي يبيّن الرسم التخطيطي المتجهي)، حيث $H = J\omega_R$ وهي كمية التحرك الزاويّ للدوّار، وJ عزم القصور الذاتي للدوّار حول محور الغزل، و ω_R السرعة الزاويّة للدوّار حول محور الغزل.

معدل تغيّر كمية التحرك الزاويّ بالتالي يساوي $H\dfrac{d\theta}{dt}$، وهذا يجب أن يساوي عزم الدوران المطبق، T, بحسب قانون نيوتن الثاني للحركة. وبهذا فإن:

$$T = H\dot{\theta} = \text{عزم دوران رد الفعل الجيروسكوبي} \qquad (5.1)$$

أو:

$$\dot{\theta} = \frac{T}{H} \qquad (5.2)$$

هذا السلوك، الذي يكون فيه تطبيق عزم الدوران حول محور متعامد مع محور الغزل، يجعل الدوّار بأن يدور حول محور ثالث متعامد بالتبادل مع كل من محور عزم الدوران المطبَّق ومحور الغزل، ويُسمى " مُبادَرة" (precession).

العامل الأساسي الذي يحدد دقة الجيرو هو بالتالي النسبة بين عزوم الدوران الطفيلية أو غير المرغوبة إلى كمية التحرك الزاويّ.

نظام الملاحة بالقصور الذاتي بدقة 1 ميل ملاحي/ساعة يتطلب بأن يكون انجراف الجيرو أقل من 0.01^{o} لكل ساعة. والجيروات النموذجية لأنظمة الملاحة بالقصور الذاتي المحمولة جوًّا لها كميات تحرك زاويّ في حدود 0.5×10^{6} بوحدات cgs (سم.جم.ث). لتلبية أداء الانجراف، يتطلب بالتالي بأن تكون عزوم الدوران المستدامة الاضطراب المؤثرة في الجيرو نتيجة أيّ سبب (مثلاً، انزياحات مركز الكتلة) أقل من 0.02 بوحدات سم.جم.ث – وهو رقم صغير جدًا. ويمكن بالتالي معرفة مهمة وتكلفة تطوير وإنتاج جيرو بهذا الأداء والاستقرار.

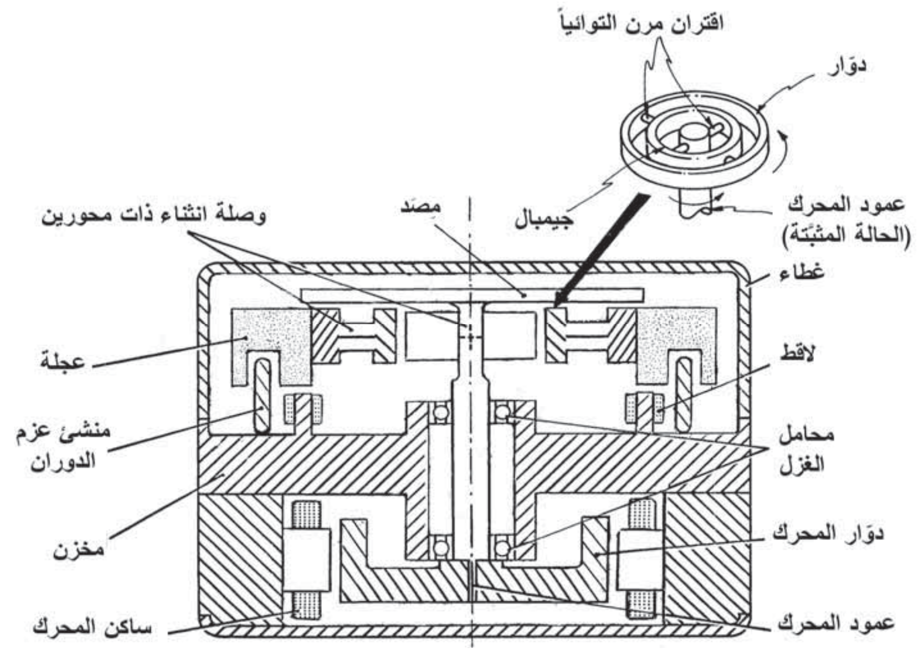
قيود المساحة والحفاظ على توازن هذا الفصل من الكتاب، وخصوصًا مع ظهور جيروسكوبات الحالة الصلبة البصرية، أدت إلى حصر تغطية موضوع جيروات كمية التحرك الزاويّ على الجيرو الموالَف ديناميكيًا (dynamically tuned gyro (DTG)) فقط. وهذا هو جيرو ذو محورين يمكن تشغيله كجيرو حر، على الرغم من الحرية الزاويّة المحدودة، بنظام منصة مستقرة، أو كجيرو سرعي ذي محورين بنظام التثبيت المُحكَم. وهو جيروسكوب حديث يُستخدَم على نحو واسع وقد تم تطويره في بادئ الأمر للجيل الثاني من أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي (الجيل الأول من أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي استخدَمت الجيروات المُعامَة (floated gyros)).

وقد تم تطوير الجيرو الموالَف ديناميكيًا فيما بعد كجيرو سرعي ذي محورين لتطبيقات التثبيت المُحكَم مغطّيًا طيفًا واسعًا للأداء من 0.01^{o} لكل ساعة إلى 30^{o} لكل ساعة لعدم اليقين في السرعة. وهو جيرو مصغَّر؛ حجمه النموذجي هو 40 مم قطرًا × 40 مم. والتطبيقات تتفاوت ما بين أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَمة التثبيت، والنظام المرجعي للوضع/الاتجاه المُحكَم التثبيت، وخصوصًا للهليكوبترات من حيث الحجم المصغَّر والوزن المنخفض، وأنظمة الملاحة بالقصور الذاتي لتوجيه المسار المتوسط للصاروخ قصير المدى، وأنظمة التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك. في تطبيقات الطيران بواسطة الأسلاك، فإن إمكانية قياس سرعة المحورين يتيح تحقيق إعدادات الوفرة الاقتصادية من حيث عدد الجيروات المطلوبة لتلبية متطلبات البقاء من الفشل.

2.2.2.5 الجيرو الموالَف ديناميكيًا

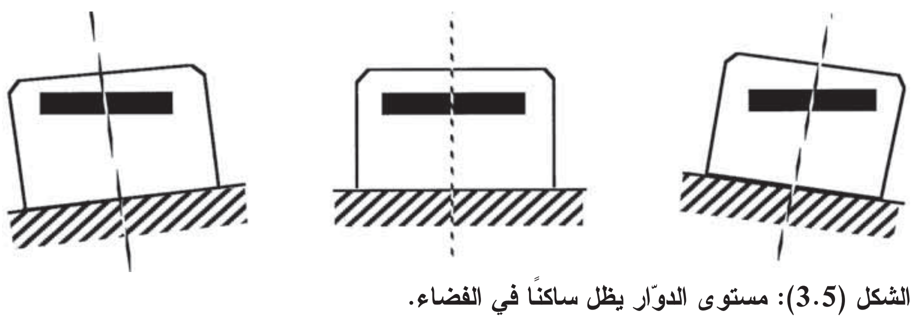
The dynamically tuned gyro

يبيّن الشكل (2.5) البنية الأساسية للجيرو الموالَف ديناميكيًا. عجلة، أو دوّار، كمية التحرك الزاويّ للجيرو مقترَنة بعمود تدوير محرك الغزل بواسطة وصلة هوك (Hooke) من النوع المرن، أو باقتران كلي يقدّم نظام جيمبال ذا محورين، كما هو مبيّن في الرسم الجانبي في الشكل (2.5). محاور ارتكاز الثني المستخدَمة لمحامِل الجيمبال هي عديمة الاحتكاك إلا أن لها خاصية المعدل الزنبركي الالتوائي بحيث إنها تبذل عزم دوران على الدوّار عندما تكون هناك إزاحة زاويّة بين العمودي على مستوى الدوّار ومحور محرك المغزل. وهذا المعدل الزنبركي السالب (أو الاسترداد) يمكن، مع ذلك، إلغاؤه عند سرعة معيّنة للدوّار بواسطة معدل زنبركي موجب يتم تخليقه ديناميكيًا ويكون ناشئًا عن عزوم الدوران المبذولة على القصور الذاتي للجيمبال عندما تكون هناك إزاحة زاويّة لمستوى الدوّار.



الشكل (2.5): الجيرو الموالَف ديناميكيًا ذو المحورين.

يتم تعديل (أو موالفة) القصور الذاتي للجيمبال بحيث إن المعدل الزنبركي السالب لمحاور ارتكاز الثني تتلاشى تمامًا بواسطة المعدل الزنبركي الموجب الذي تم تخليقه ديناميكيًا عند سرعة الدوّار المحددة (عادة 320 دورة/ثانية). وبالتالي، سيكون هناك عزم دوران صفر مبذولاً حول محاور الجيمبال، وسيسلك الجيرو كما لو أنه جيرو حر مثالي على مدى حركة زاويّة محدودة. ومستوى الدوّار بالتالي سيحافظ على اتجاه ثابت في الفضاء لحركات زاويّة صغيرة لعلبة الجيرو حول محاور الإدخال (انظر الرسوم التخطيطية في الشكل (3.5)).



الشكل (3.5): مستوى الدوّار يظل ساكنًا في الفضاء.

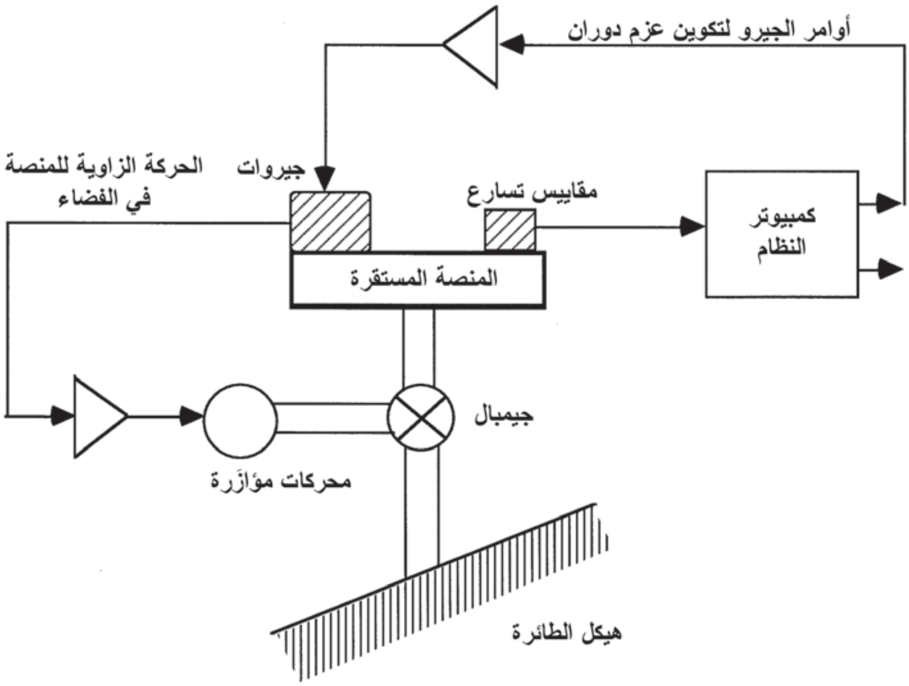
تقوم اللاقطات (pick-offs) الحثية المركَّبة على علبة الجيرو بقياس الإزاحة الزاويّة بين الدوّار والعلبة حول محاور إدخال الجيرو، حيث إن هذه الزوايا يُشار إليها بزوايا الجيرو المُخرَجة.

تتيح محركات عزم الدوران الكهرومغناطيسي ببذل عزوم دوران على الدوّار حول محاور إدخال الجيرو. محركات عزم الدوران هذه أساسًا هي من نوع جلفانومتر دي أرسونفال (D'Arsonval) بمغناطيسات دائمة من كوبالت الساماريوم (samarium cobalt) مدمَجة في الدوار إلا أنها بملفات عزم دوران مثبَّتة على العلبة. يتفاعل المجال المغناطيسي الناشئ بواسطة المغناطيسات الدائمة للدوّار مع التيار المتدفق خلال الملفات وبهذا يقوم ببذل عزم دوران على الدوّار. عزم الدوران المبذول يتناسب طرديًا مع تيار محرك عزم الدوران لدِقة عالية جدًا، لأنه تُستخدّم مغناطيسات دائمة مستقرة جدًا. التغيُّرات في عامل قياس محرك عزم الدوران مع درجة الحرارة يتم أيضًا الاستعاضة عنها ضمن كمبيوتر النظام من قياس درجة حرارة الجيرو.

ويتطلب حرية زاويّة محدودة جدًا للدوّار لأن زوايا الجيرو المُخرَجة يتم إبقاؤها بالقرب من الصفر في كلٍّ من المنصة المستقرة والتشغيل المحكَم التثبيت. والمصدات المتكاملة مع عمود تدوير محرك الغزل تعمل على تقييد الحرية الزاويّة للدوّار إلى $\pm 0.5^{o}$ أو أقل.

ويتم تشغيل الجيرو كجيرو حر ذي محورين بنظام منصة مستقرة. يتم تركيب اثنين من الجيروات على المنصة المستقرة المعلَّقة بالجيمبال لكي تستشعر كمية التحرك الزاويَة حول محاور المنصة المتعامدة الثلاثة. (يُستخدَم محور الوفرة المتوفر من أحد الجيروات كنظام مراقبة). تقوم لاقطات زاوية الجيرو المُخرَجة بالتحكم بمؤازرات الجيمبال لكي تحافظ على زوايا الجيرو المُخرَجة عند أو بالقرب من الصفر، بصرف النظر عن الحركة الزاوية لهيكل الطائرة. وبالتالي، تقوم المنصات بالحفاظ على اتجاه ثابت بالنسبة إلى المحاور الفضاءية. وتدور المنصة حول محاورها بسرعات مناسبة من الدوران بحيث تبقى مصطفة مع المحاور

الأرضية، مثلاً الشمال- الجنوب، والشرق- الغرب، والمحاور الرأسية المحلية، عن طريق بذل عزوم دوران المبادرة المطلوبة على دوّار الجيرو من خلال محركات عزم دوران الجيرو. يبيّن الشكل (4.5) فكرة عمل المنصة المستقرة.



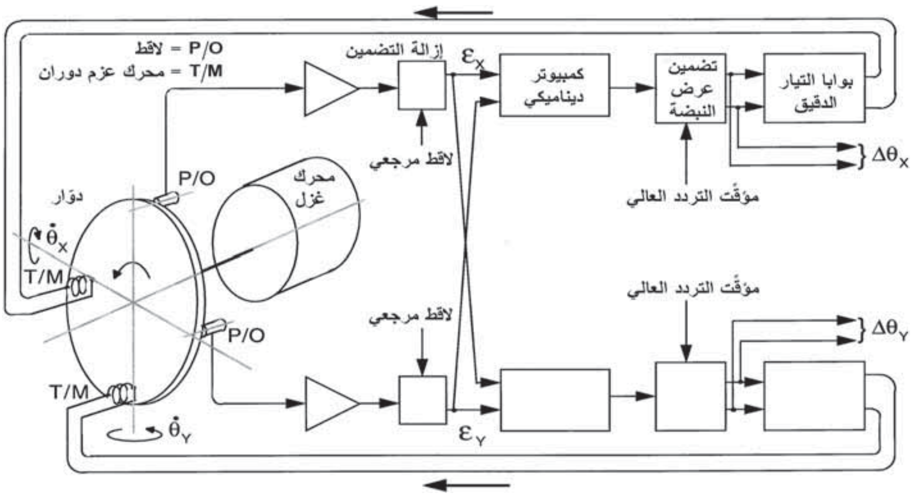
الشكل (4.5): فكرة عمل المنصة المستقرة.

مواصفات الجيرو السرعي للنوع الموالَف ديناميكيًا مشابهة بشكل أساسي لمواصفات المنصة المستقرة. وكمية التحرك الزاويّ للدوّار، مع ذلك، عادة أقل بسبب متطلبات القدرة لمحرك عزم الدوران عند معدلات الإدخال العالية، التي يمكن أن تصل إلى 400^{o} لكل ثانية. ومحركات عزم الدوران يجب أيضًا أن تكون قادرة على بذل عزوم دوران قصوى أعلى.

تشغيل الجيرو ذي المحورين يتم تنفيذه عن طريق تحكُّم العروة المغلقة "لميزان عزم الدوران" (torque balance). تقوم عُرى ميزان عزم الدوران

بالتحكُّم بمحركات عزم دوران الجيرو من إشارات لاقطات زاوية الجيرو المُخرَجة لكي تحافظ على الزوايا المُخرَجة عند أو بالقرب من الصفر. تقوم بعد ذلك عزوم الدوران المبذولة بواسطة محركات عزم الدوران بالموازنة المضبوطة لعزوم دوران رد الفعل الجيروسكوبي المؤثرة في الدوّار عندما يُدار الجيرو حول محاور إدخاله. وكما شُرِح سابقًا، فإن عزوم دوران رد الفعل الجيروسكوبي تؤثر في المحور المتعامد بالتبادل مع محور غزل الدوّار ومحور الإدخال الذي حوله يتم دوران مستوى الدوّار ويتناسب طرديًا مع هذه السرعات الزاويّة المُدخَلة للدوران. قياس التيارات المناسبة لمحرك عزم الدوران يتيح تعيين معدلات الإدخال للجيرو بدقة.

يبيّن الشكل (5.5) الإعدادات الإلكترونية لعُرى ميزان عزم الدوران. هذه العُرى تُسمّى عادة باسم «عُرى التقفيص» (caging loops) لأنها تقوم «بتقفيص» الدوّار بفعالية إلى علبة الجيرو. وينبغي للعروتين أن تقوما بتقفيص الدوّار في محورين في نفس الوقت، وهذا يعمل على ازدواج عُروتي التقفيص معًا نتيجة رد فعل المحور المتعامِد الجيروسكوبي للدوّار لعزوم الدوران المطبَّقة. ولا توجد هناك أيضًا مضاءلة لزجة متأصلة (خلافًا للجيروات التي يتم تعبئتها بمائع أو الجيروات المُعامَة) لأن الجيرو الموالَف ديناميكيًا هو «جيرو جاف» (dry gyro). ولهذا فإنه من الضروري إجراء التغذية التبادلية لمكونات إشارات لاقط الجيرو لكل عروة تحكُّم، كما أن الاستعاضة الديناميكية المناسبة مطلوبة لتحقيق عرض حزمة واسعة بهوامش استقرار ملائمة. والاستعاضة الديناميكية عادة تتضمن التناسب زائدًا التكامل وحدود تحكُّم تقدُّم الطور. والقيم النموذجية لعرض الحزمة تتراوح ما بين 50 Hz إلى 75 Hz. عُرى ميزان عزم الدوران يمكن أن تكون عُرى تماثلية (analogue) مع تحويل المُخرَجات من ثم إلى رقمية في محوِّل تماثلي إلى رقمي (A to D converter) أو تشغيل العروة في نمط عزم دوران ذي نبضة رقمية.



الشكل (5.5): عُرى ميزان عزم دوران الجيرو السرعي الموالَف ديناميكيًا.

تشغيل عزم الدوران النبضي لعُرى التقفيص يُستخدَم بشكل متكرر لأن هذا يعطي رابطاً بينياً رقمياً بسيطاً إلى كمبيوتر النظام، ويمنع الأخطاء الخطية لمحرك عزم الدوران لأن محرك عزم الدوران يتم تشغيله بواسطة نبضات تيار سالبة أو موجبة ذات سعة ثابتة وبفترة زمنية ثابتة. عزم الدوران المبذول يتناسب مع صافي تردد النبضة، f، أي متوسط عدد النبضات الموجبة (أو السالبة) الصافية لكل وحدة زمن.

متوسط عزم الدوران المبذول بواسطة محرك عزم الدوران $= Kf$

حيث K ثابت يعتمد على ثابت عزم الدوران لمحرك عزم الدوران (Nm/amp)، وسعة نبضة التيار (amp)، وفترة النبضة (s).

وفي الحالة المستقرة لشرط ميزان عزم الدوران فإن:

$$Kf = H\frac{d\theta}{dt} \qquad (5.3)$$

حيث H كمية التحرك الزاويّ للدوّار ($kg.m^2/s$)، و $\frac{d\theta}{dt}$ معدل تغيُّر الدوران الزاويّ المُدخَل (radian/s). وبالتالي، فإن:

$$\int_0^T f dt = \frac{H}{K}\int_0^\theta d\theta \qquad (5.4)$$

وبهذا، فإن عدد نبضات عزم الدوران في الفترة الزمنية المعطاة، T، تتناسب طرديًا مع الدوران الزاويّ المتزايد حول محور إدخال الجيرو خلال تلك الفترة الزمنية. وكل نبضة بالتالي تمثل دوراناً زاويّاً متزايداً ثابتاً حول محور الإدخال – القيم النموذجية تتراوح ما بين 1 إلى 10 ثواني قوسية. وقد يتطلب إعادة تدريج سعة نبضة التيار عند معدلات الإدخال العالية – مثلاً تكميم النبضة المُخرَجة هي ثانية واحدة قوسية عند معدلات الإدخال المنخفضة، وتكون مثلاً 5 ثوانٍ قوسية عند معدلات الإدخال العالية.

3.2.5 الجيروات السرعية ذات الكتلة المهتزة المدارة بالآلة الدقيقة

Micro-machined vibrating mass rate gyros

هذه الجيروات تستغل تأثيرات قوى كوريوليس (Coriolis) التي يتم معاناتها عند إخضاع كرة مهتزة لسرعة دوران حول محور في مستوى الاهتزاز. ويتم استغلال إعدادين أساسيين هما:

أ- إعداد الشوكة المهتزة.

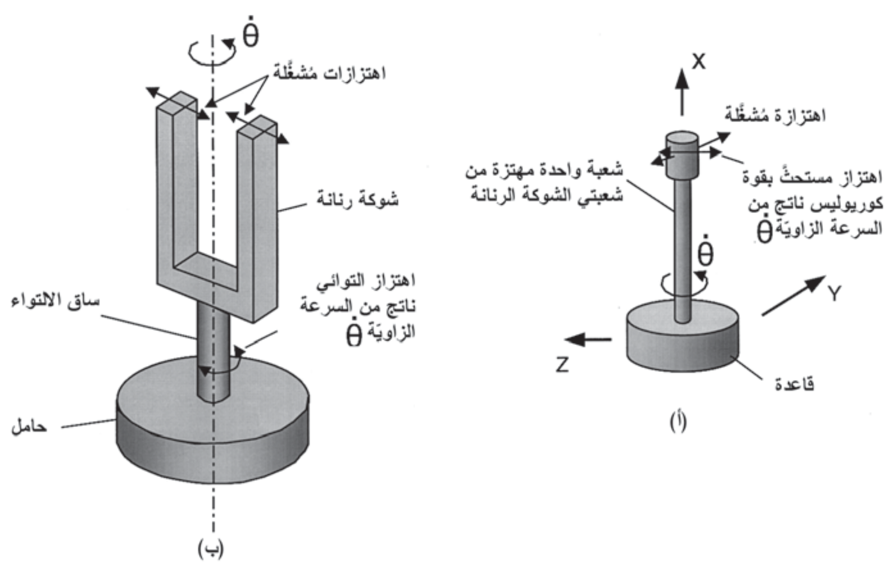
ب- إعداد الأسطوانة المهتزة.

وكِلا الإعدادين يمكن أن يستغلا تقنية التشغيل بالآلة الدقيقة وطرق صناعة الدوائر المتكاملة، مما يتيحا بناء مستشعرات مصغَّرة ومتينة جدًا وخالية من الأجزاء التي تتآكل في آلية عملها، وبمتوسط زمني بين حالات الفشل يزيد على 10,000 ساعة. والأهم من ذلك أنها يمكن أن تكون منخفضة التكلفة ويتم استغلالها ليس فقط في تطبيقات إلكترونيات الطيران مثل التحكُّم بالرحلة، والأنظمة المرجعية للاتجاه والوضع الاحتياطيين، وتوجيه المسار المتوسط للصاروخ، بل أيضًا في

صناعة السيارات في أنظمة تحسين استقرار السيارات. والتطبيقات الأخرى تتضمن الإنسان الآلي، وأتمتة المصانع، وصناعة الآلات، وتحسين النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي (GPS) من أجل – أنظمة مواقع المركَبات – أنظمة الملاحة – الزراعة بالغة الدقة – استقرار الهوائيات – استقرار الكاميرات – التحكُّم التلقائي للمركَبات. وبإيجاز، هناك تسويق كبير جدًا لهذه الجيروات السرعية، باستثناء التطبيقات الفضائية الجوية، وهذا سيعمل على خفض التكاليف. هذه التطورات في تقنية صناعة الجيرو بدأت تُستَغل بمقاييس كبيرة فقط خلال العشر سنوات الماضية، وأصبح لها تأثيرات جذرية. ولأول مرة، أصبحت جيروات الحالة الصلبة السرعية المصغَّرة وبمتوسط زمني بين حالات الفشل يزيد على 10,000 ساعة تتوفر بتكاليف منخفضة نسبيًا. والتكاليف، بالطبع، تعتمد على متطلبات الدقة وحجم الطلب، إلا أنه لتطبيقات الأسواق الكبرى مثل صناعة السيارات، فإن التكاليف يجب أن تكون في حدود 50 إلى 100 دولار أمريكي، أو أقل، لتكون متنافسة في الأسواق التنافسية العالية جدًا.

من المدهش ملاحظة أن الطبيعة قد طوَّرت تلك المستشعرات على مدى ملايين السنين في الذبابة المنزلية الشائعة التي تستخدِم أرسن مهتزة لاستشعار سرعة الدوران. وقد وُصِفَت الذبابة بأنها "مَركَبة طائرة مُهيَّأة التحكُّم" في قدرتها على المناورة غير الفائقة، لأن أيّ شخص قد حاول ضرب ذبابة يمكن أن يؤكد ذلك. والأرسن عبارة عن قضبان مرنة صغيرة جدًا بكتلة في نهايتها وقد تطورت من زوج ثانٍ من الأجنحة الأثرية. وبتر الأرسن أدى إلى طيران غير مستقر – تمامًا مثل فقدان الجيروات السرعية في طائرة الطيران بواسطة الأسلاك غير المستقرة ديناميكيًا هوائيًا.

بسبب قيود المساحة، فقد تم تركيز الاهتمام على الجيرو السرعي المدار بالآلة الدقيقة ذي الشوكة الكوارتزية الرنانة. وهذا يبدو هو النوع المستخدَم على نحو واسع جدًا في الوقت الذي كُتِب فيه هذا الكتاب إلا أنه ليس هناك أيّ تنقيص متضمَّن بأيّ حال من قدر النوع ذي الأسطوانة المهتزة.

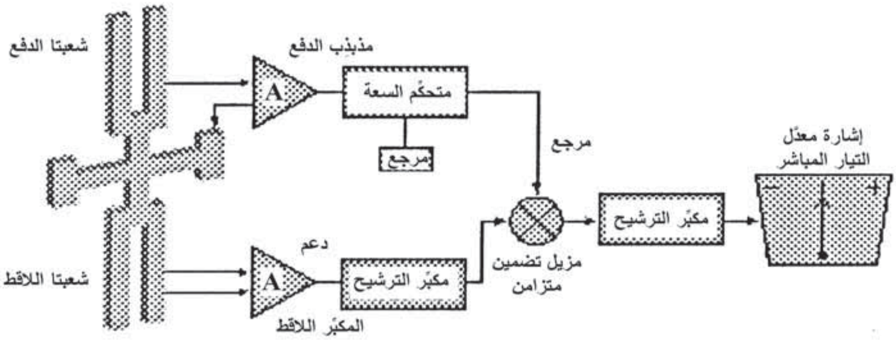


الشكل (6.5): الجيرو السرعي ذو الشوكة الرنانة.

المبدأ الأساسي للجيرو السرعي ذي الشوكة الرنانة سيتم شرحه باختصار فيما يلي. يُرجى الرجوع إلى الشكل (6.5) (أ) الذي يبيّن شعبة واحدة مهتزة من شعبتي الشوكة الرنانة. إذا أُديرت القاعدة حول المحور X بينما تتذبذب الكتلة في اتجاه المحور Z، فإن قوى كوريوليس المستحَثّة ستؤدي إلى تكوين ذبذبات حول المحور Y. بافتراض أن الدعامة المرنة متناسقة تمامًا فإن هذه الذبذبات ستكون في نفس الطور مع الحركة Z الأصلية. ومستوى الذبذبة يميل إلى البقاء ثابتًا في الفضاء. مثل هذه الآلة البسيطة تعاني مساوئ ساحقة حيث إن الحركات الخطية الصغرى المطبَّقة على قاعدتها تتسبب في أخطاء كبيرة غير مقبولة. للتغلب على تأثير حركة القاعدة، من الضروري استخدام ذبذبات متوازنة بحيث تكون ذبذبات الكتلة الواحدة متعادلة التوازن مع حركة مساوية ومضادة لكتلة ثانية مساوية، كما هو موضح في الشكل (6.5) (ب). سعة الذبذبة الالتوائية حول المحور X، أو محور الإدخال، تتناسب طرديًا مع معدل الإدخال. للحصول على حساسية قصوى، فإن حجم وشكل الساق للشوكة الرنانة يجب أن يكونا بحيث إن تردد الاهتزاز الالتوائي للشوكة الرنانة حول

محور تناسقها متماثل مع التردد الانثنائي للشوكة الرنانة. هذه السعة تُقاس بواسطة مستشعرات مناسبة لتعطي إشارة مُخرَجة تتناسب مع معدل الإدخال.

يبيّن الشكلان (7.5) و(8.5) رقاقة Gyro Chip لجيرو سرعي ذي شوكة كوارتزية رنانة مهتزة مطوَّرة بواسطة شركة BEI Systron Donner Inertial Division؛ والمؤلف ممتنٌّ لهذه الشركة بالترخيص له على نشر هذه المعلومات.

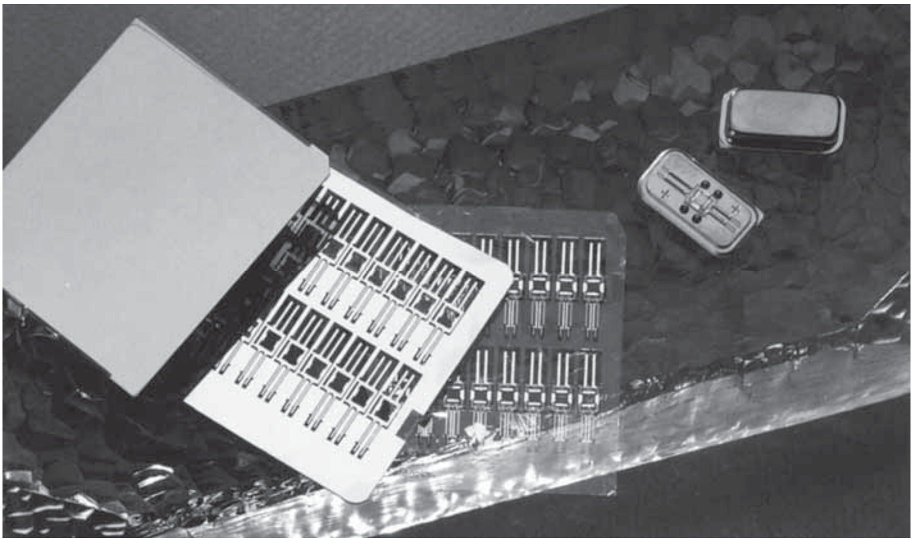


الشكل (7.5): مستشعر السرعة الكوارتزي (بترخيص من Systron Donner Inertial Division).

الإعدادات الأساسية مبيَّنة تخطيطيًا في الشكل (7.5)، وتتكون من شوكة كوارتزية رنانة مهتزة تستشعر السرعة الزاويّة وهي مقترنة بشوكة مماثلة تعمل كلاقط لإنتاج إشارة خَرْج السرعة.

شُعبَتا الدفع الكهروضغطي للشوكة الرنانة يتم تشغيلهما بواسطة مذبذِب لكي تهتز بسعة بالغة الدقة. سرعة الدوران المطبَّقة حول محور موازٍ لشعبتي الشوكة الرنانة المهتزتين يؤدي إلى تكوين موجة جيبية لعزم الدوران ناشئة عن تسارع كوريوليس كما شُرِح سابقًا. عزم الدوران التذبذي هذا بدوره يجعل شعبتي الشوكة اللاقطة بأن تتحرك نحو الأعلى والأسفل داخل وخارج المستوى المجمِّع للشوكة. وهذا يؤدي إلى تكوين إشارة كهربائية مُخرَجة بواسطة المكبِّر اللاقط التي يتم تكبيرها وتقويمها بحساسية طورية لتعطي إشارة تيار مباشر تتناسب طرديًا مع معدل الإدخال. (تقوم إشارة التيار المباشر المُخرجة بتغيير إشارتها عندما ينعكس معدل الإدخال نتيجة تأثير المقوِّم الحساس للطور).

شُعبتا الشوكة الرنانة وانثناءاتها الداعمة وهيكلها مصنَّعة دفعة واحدة من رقاقات رقيقة من الكوارتز الكهروضغطي أحادي البلورة، ويتم إدارتها بآلة دقيقة باستخدام عمليات ليثوغرافية–ضوئية. هذه العمليات مشابهة لتلك المستخدَمة لإنتاج ملايين من ساعات المعصم الكوارتزية الرقمية كل عام. يوضح الشكل (8.5) رقاقة تصنيع.



الشكل (8.5): رقاقة تصنيع مستشعر سرعة كوارتزي.

(بترخيص من شركة Systron Donner Inertial Division).

السرعة المعيارية تتراوح ما بين $\pm 50^{o}$ لكل ثانية حتى 1000^{o} لكل ثانية. دقة تحليل المَبدى (threshold resolution) هي أقل من أو تساوي 0.004^{o} لكل ثانية (أقل من 15^{o} لكل ساعة، سرعة دوران الأرض) وعرض الحزمة (تخلُّف 90^{o}) أكبر من 60 Hz. زمن البدء هو أقل من ثانية واحدة واستهلاك القدرة أقل من 0.7 وات. وعدم الخطِّية أقل من أو تساوي 0.05 في المئة من المقياس الكامل، والمتوسط الزمني بين حالات الفشل يزيد على 100,000 ساعة. ولتحقيق الدقة الأعلى يتطلب نمذجة دقيقة في كمبيوتر النظام للأخطاء التي تعتمد على درجة الحرارة.

يقوم العديد من شركات التصنيع حاليًا باستخدام الجيرو السرعي ذي الشوكة الكوارتزية الرنانة لاشتقاق وضع الطائرة في أجهزة شاشاتها الاحتياطية

ذات الحالة الصلبة – وهي شهادة جيدة لأدائها وتعزى إلى الحجم الصغير، والاستهلاك المنخفض للقدرة، والوثوقية العالية جدًا، والتكلفة المنافسة.

يجب ملاحظة أن جيروات الشوكة الرنانة ليست فكرة حديثة العهد. فقد حصل ف.و.ميريديث (F.W. Meredith) على براءة اختراع هذا الجهاز في عام 1942 عندما كان يعمل في المؤسسة الملكية للطائرات (Royal Aircraft Establishment (RAE)). والتطويرات الإضافية تم تنفيذها في RAE في أواخر الخمسينيات من القرن الماضي من قِبَل ميسرس ج. ه. هنت وأ. و. هوبز (Messrs G.H. Hunt and A.E.W. Hobbs) اللذين أثبتا كفاءة أقل من 1^{o} لكل ساعة انجراف.

إنها تقنية الإدارة بآلة دقيقة وطرق صناعة أشباه الموصلات التي عملت على إنجاز التطورات الحالية.

4.2.5 الجيروات البصرية Optical gyroscopes

1.4.2.5 المقدمة Introduction

الجيروات البصرية، مثل جيرو الليزر الحلَقي وجيرو الليف البصري، تقيس السرعة الزاويّة للدوران من خلال استشعار الفرق الناتج في أزمان انتقال موجات ضوء الليزر المتحركة حول مسار مغلق في اتجاهات متضادة. هذا الفرق في الزمن يتناسب مع سرعة الدوران المُدخلة، وهذا التأثير يُعرَف باسم «أثر ساجناك» (Sagnac effect)، نسبية إلى الفيزيائي الفرنسي ج. ساجناك الذي أثبت، في الواقع، أن معدل الدوران يمكن استشعاره بصريًا باستخدام مقياس تداخل ساجناك منذ عام 1913. يوضح الشكل (9.5) رسمًا تخطيطيًا للإعدادات الأساسية لمقياس تداخل ساجناك.

الفرق الزمني لأثر ساجناك، ΔT، بين مسارين مع عقارب الساعة (clockwise (cw)) وعكس عقارب الساعة (anticlockwise (acw)) يعطى بالعلاقة:

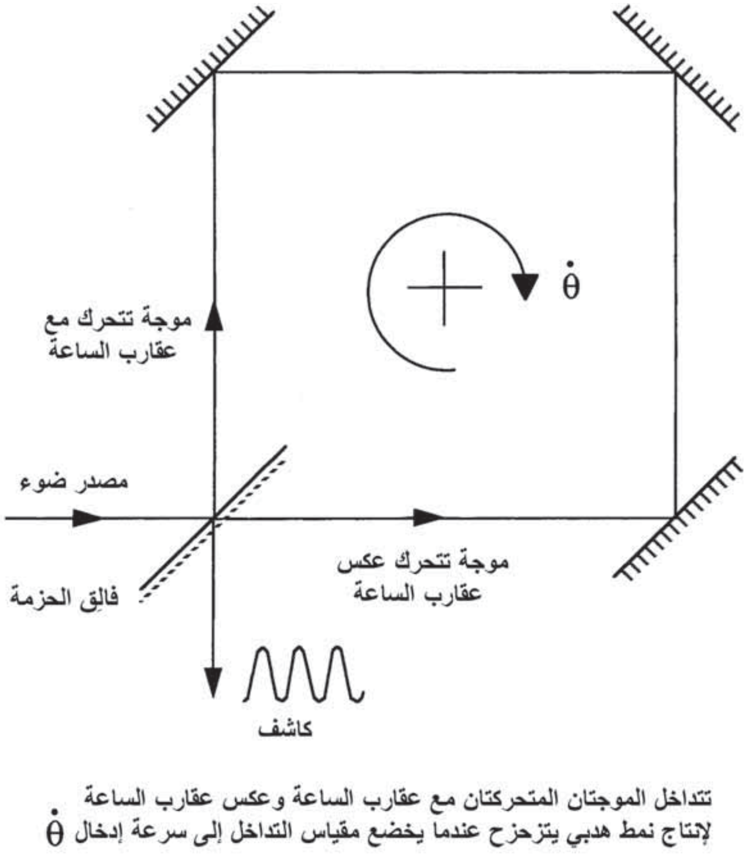
$$\Delta T = \frac{4A}{c^2}\dot{\theta} \qquad (5.5)$$

حيث A المساحة المحددة بواسطة المسار المغلق، و c سرعة الضوء، و $\dot{\theta}$ السرعة الزاويّة للدوران حول محور عمودي على مستوى المسار المغلق.

والفرق في طول المسار البصري، ΔL، حيث L محيط المسار، يعطى بالعلاقة $\Delta L = c\Delta T$. أي أن:

$$\Delta L = \frac{4A}{c}\dot{\theta} \qquad (5.6)$$

للاشتقاق الدقيق للمعادلات السابقة يتطلب استخدام النظرية العامة للنسبية. وأبسط تفسير حركي، على أيّة حال، معطى أدناه لحالة المسار الدائري في الفضاء.



الشكل (9.5): مقياس تداخل ساجناك.

بالرجوع إلى الشكل (10.5)، افترض فوتون من الضوء يتحرك بدءًا من النقطة P حول محيط المسار الدائري في اتجاه مع عقارب الساعة، وفوتون آخر يتحرك بدءًا من النقطة P في اتجاه عكس عقارب الساعة.

في غياب معدل الإدخال، فإن زمن الانتقال للفوتونين سيكون متماثلاً ويساوي $2\pi R/c = T$. والآن، افترض دوران الفوتونين حول المسار بسرعة $\dot{\theta}$. خلال الزمن T، فإن النقطة P تكون قد تحركت إلى P^1، وطول المسار للفوتون الذي يتحرك مع عقارب الساعة سيساوي $(2\pi R + R\dot{\theta}T)$، وللفوتون الذي يتحرك عكس عقارب الساعة $(2\pi R - R\dot{\theta}T)$.

الفرق في زمن الانتقال، ΔT هو:

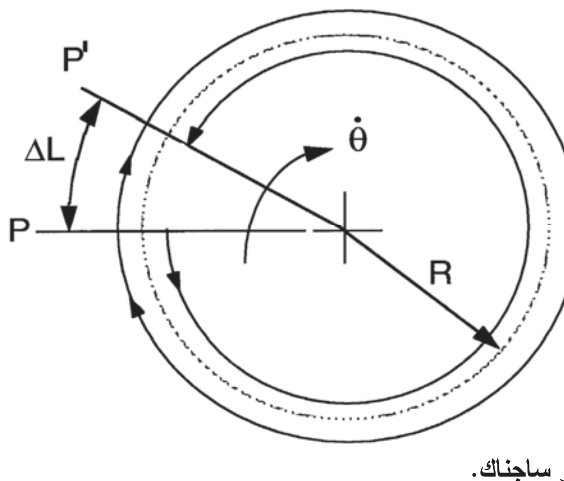
$$\Delta T = \frac{(2\pi R + R\dot{\theta}T)}{c} - \frac{(2\pi R - R\dot{\theta}T)}{c}$$

بالتعويض عن $T = 2\pi R/c$ نحصل على:

$$\Delta T = \frac{4\pi R^2}{c^2}\dot{\theta} \tag{5.7}$$

$$\Delta L = \frac{4\pi R^2}{c}\dot{\theta} \tag{5.8}$$

$A = \pi R^2$ وبالتالي فإن المعادلتين (5.7) و(5.8) متماثلتان مع المعادلتين (5.5) و(5.6).



الشكل (10.5): أثر ساجناك.

ويمكن توضيح أن هذه المعادلات لا تتغير عندما يتكوَّن المسار البصري من وسط معامل انكساره n كما هو الحال في الليف البصري عندما يعطي مسارًا مغلقًا.

إن أثر ساجناك صغير جدًا لسرعات الدوران المنخفضة. في عام 1925، استخدم مايكلسون وغيل (Michelson and Gale) مقياس تداخل ساجناك بتجويف مستطيلي 600m×330m لقياس سرعة دوران الأرض، وقاما بقياس فرق مسار قدره 1/4 هدبة فقط.

اختراع الليزر في عام 1960 غيّر الوضع جذريًا وأتاح تطوير الجيروسكوبات البصرية التي تستند إلى أثر ساجناك عن طريق استغلال قدرة الليزر على توفير مصدر ضوئي أحادي عالٍ بخصائص للطول الموجي المستقر جدًا.

أول جيرو ليزر حلَقي تجريبي عُرِض في الولايات المتحدة في عام 1963 من قِبَل ماسِك وديفيس (Macek and Davis)، وقد تم تطويره منذ ذلك الحين بواسطة عدد من الشركات والمؤسسات حول العالم إلى حالة إنتاج بمقاييس كبيرة. هناك عشرات الآلاف من جيروات الليزر الحلَقي تعمل في أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَمة التثبيت، وقد أظهرت دقة عالية بأكثر من 0.01^{o} لكل ساعة في عدم اليقين في الانحياز ومتوسط زمني بين حالات الفشل يفوق 60,000 ساعة. سيتم شرح جيرو الليزر الحلَقي في القسم التالي، وهو أساسًا نظام رنيني فاعل فيه فجوة الليزر تشكِّل المسار البصري المغلق. سرعات الدوران المُدخَلة تقاس عن طريق الفرق في الترددات الرنينية للمسارين مع عقارب الساعة وعكس عقارب الساعة الناتجتين من الفرق في أطوال المسار الناشئة عن الدوران.

وتطوير الليف البصري ذي النمط الأحادي المنخفض الفقد في مطلع السبعينيات من القرن الماضي من أجل صناعة الاتصالات أتاح تطوير جيروات الليف البصري ذات أثر ساجناك. تستخدِم هذه الجيروات مصدر خارجي من ليزر الدايود بالإضافة إلى بصريات مناسبة فالِقة للحزمة لإطلاق ضوء الليزر بحيث

يتحرك في الاتجاهين مع عقارب الساعة وعكس عقارب الساعة خلال ملف اسطواني يتكون من عدة لفات من الليف البصري. المساحة الفاعلة للمسار البصري المغلَق يتم بالتالي ضربها في عدد لفات الملف. سيتم الحصول على أطوال مسار من مئات الأمتار. وقد عُرِض أول جيرو ليف بصري في الولايات المتحدة من قِبَل فالي وشورتهيل (Vali and Shorthill) في عام 1976. وتطوير كلٍّ من نوع المقياس التداخلي السلبي (interferometric FOG (IFOG)) ونوع المِرنان الحلَقي السلبي ((ring resonator FOG (RFOG)) من جيروات الليف البصري جارٍ في العديد من الشركات والمؤسسات حول العالم.

يعمل جيرو الليف البصري ذي المقياس التداخلي (IFOG) أساسًا كمقياس تداخل ساجناك، ويقيس إزاحة الطور في النمط الهدبي الناتج بواسطة سرعة الدوران المُدخَلة. وقد تطلب القياس الدقيق لإزاحات طور ساجناك الصغيرة جدًا تطوير تقنيات خاصة سيتم شرحها. طُوِّر جيرو الليف البصري ذو المقياس التداخلي بمقاييس إنتاجية ليتوافق مع مستوى دقة النظام المرجعي للوضع/الاتجاه؛ وكما شُرِح سابقًا فإن الطلبات الأولى للإنتاج بمقاييس كبيرة للنظام المرجعي للاتجاه/الوضع المستند على جيرو الليف البصري ذي المقياس التداخلي تم تقديمها في عام 1991. والتطوير إلى دقة القصور الذاتي جارٍ في العديد من المؤسسات، وأنظمة الملاحة بالقصور الذاتي المستندة إلى جيرو الليف البصري ذي المقياس التداخلي متوقَّعة في المستقبل القريب جدًا.

يعمل جيرو الليف البصري ذو المِرنان الحلَقي (RFOG) بطريقة مشابهة لجيرو الليزر الحلَقي، ولكن مع تشغيل الحلَقات الرنينية لليف البصري بواسطة ليزر دايود خارجي. يُستخدَم جهازا تضمين صوت–بصري لإزاحة تردد الليزر المحقون في مساري الاتجاهين مع عقارب الساعة وعكس عقارب الساعة على التوالي بترددات تضمين يتم التحكُّم بها بواسطة عُرى مؤازَرة للحفاظ على الحالة القصوى للرنين. الفرق في الترددات الرنينية للمسارين من ثم يتناسب طرديًا مع سرعة الدوران المُدخَلة كما في حالة جيرو الليزر الحلَقي.

وجيرو الليف البصري ذو المِرنان الحلَقي لا يزال قيد التطوير والزمن كفيل ليخبرنا أيٌّ من التجهيزين سيقدم الحل الأفضل من حيث التكلفة والأداء.

وقد تم تركيز الاهتمام لهذا على جيرو الليزر الحلَقي وجيرو الليف البصري ذي المقياس التداخلي، لأن هذين هما الجهازان المتوفران في الوقت الحاضر. وجيرو الليف البصري ذو المقياس التداخلي يبدو واعدًا أيضًا.

2.4.2.5 جيرو الليزر الحلَقي The ring laser gyro

يوضح الشكل (11.5) رسمًا تخطيطيًا للعناصر الأساسية لجيرو الليزر الحلَقي. حزمتا الليزر اللتان تدوران في اتجاهين متضادين يتم توليدهما من عملية الإنتاج الليزري للتفريغ الغازي للهليوم–النيون ضمن التجويف البصري، وهو المسار المثلثي المغلق المتكوّن بواسطة المرايا العاكسة عند كل زاوية للمثلث. هذا المسار المغلق يُشكِّل التجويف الرنيني، وتردد النمط الطولي، f، يتم تقديره بواسطة طول المسار البصري للتجويف، L، المعطى بالعلاقة $f = nc/L$ حيث n عدد صحيح، و c سرعة الضوء. عندما تكون سرعة الدوران المُدخلة مساوية للصفر، فإن طولي مسارَيْ الحركتين مع عقارب الساعة وعكس عقارب الساعة يتساويان، ويكون الفرق في المسار صفراً بين ترددي موجتي الحركتين مع عقارب الساعة وعكس عقارب الساعة. وعندما يُدار جيرو الليزر الحلَقي حول محول عمودي على مستوى المسار المغلق، سيكون هناك فرق في طولي مسارَيْ الحركتين الموجيتين مع عقارب الساعة وعكس عقارب الساعة، كما شُرِح سابقًا، الذي يؤدي إلى فرق في التردد بين الموجتين. يقاس هذا الفرق في التردد من خلال السماح لنسبة صغيرة من حزمتي الليزر بالانتقال خلال إحدى المرايا. ويُستخدَم عادة منشور ركني لانعكاس إحدى الحُزم، بحيث يمكن تجميعها مع الحُزم الأخرى لتوليد نمط هدبي عند كاشفات الدايودات الضوئية القارئة للمُخرَجات. ووجود سرعة دوران مُدخلة يجعل النمط الهدبي بأن يتحرك بالنسبة إلى الدايودات الضوئية القارئة للمُخرَجات بسرعة وفي اتجاه يتناسب مع الفرق (الموجب أو السالب) في

التردد. ويتم توليد إشارة جيبية مُخرَجة بواسطة كلٍّ من الهدبين أثناء مرورها خلال الدايودات الضوئية. وهذه يتم المباعدة بينها بحيث يكوه هناك فرق في الطور 90^{o} بين مُخرَجاتها، وبحيث يمكن تحديد اتجاه الدوران الذي منه تكون مُخرَجات الدايود الضوئي متقدمة. يتم بعد ذلك تحويل مُخرَجات الدايود الضوئي إلى نبضات موجبة (أو سالبة) بواسطة بادئ نبضة مناسب ودوائر منطقية للتوجيه.

الفرق في الطور، Δf، الناتج من الفرق في طول المسار البصري، ΔL، يعطى بالعلاقة:

$$\frac{\Delta L}{L} = \frac{\Delta f}{f}$$

من العلاقة (5.6) لدينا $\Delta L = \frac{4A}{c}\dot{\theta}$، ومنها نجد أن:

$$\Delta f = \frac{4Af}{cL}\dot{\theta} \qquad (5.9)$$

الطول الموجي للانتقال الليزري $\lambda = cf$، وبالتالي فإن:

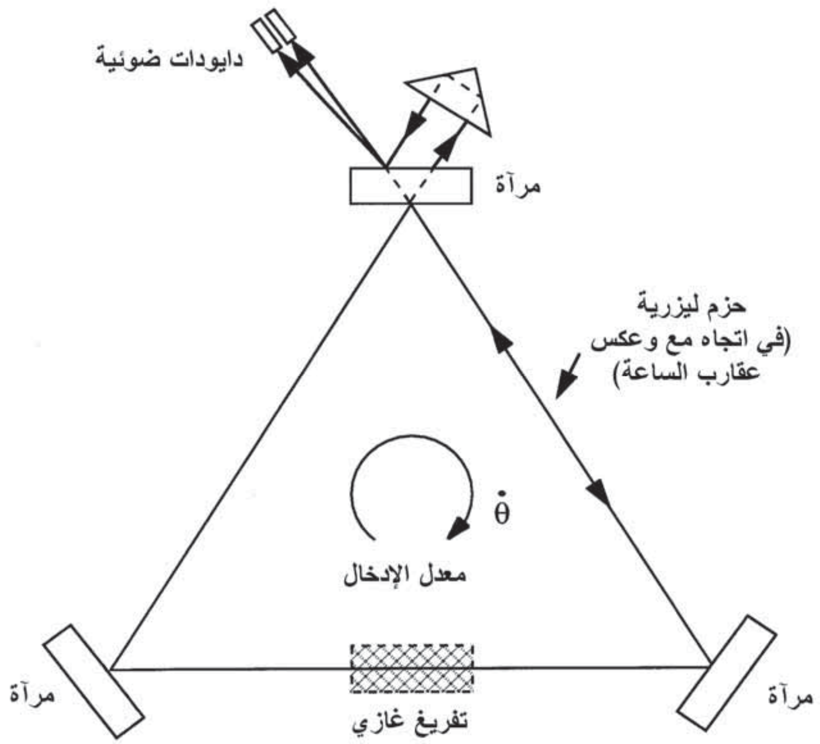
$$\Delta f = \frac{4A}{\lambda L}\dot{\theta} \qquad (5.10)$$

أي أن:

$$\Delta f = K_0\dot{\theta} \qquad (5.11)$$

حيث K_0 عامل قياس الجيرو ويساوي $4A/\lambda L$. والجيرو بهذا يسلك كما لو أنه جيرو سرعي تكاملي. أي أن:

$$\int_0^T \Delta f dt = K_0 \int_0^\theta d\theta \qquad (5.12)$$



الشكل (11.5): رسم تخطيطي لجيرو الليزر.

وكما في حالة الجيرو الموالَف ديناميكيًا ذي النوع ميزان عزم الدوران النبضي، فإن الزاوية المُدارة حول محور إدخال الجيرو خلال الفترة الزمنية T تساوي العدد الصافي للنبضات الموجبة (أو السالبة) المعدودة خلال تلك الفترة. وبهذا فإن جيرو الليزر الحلَقي يوفر مُخرَجًا رقميًا مباشرًا للدوران الزاويّ المُدخَل بعملية تكامل متأصلة يتم إجراؤها في النطاق البصري.

الحساسية العالية لجيرو الليزر الحلَقي يمكن رؤيتها في المثال التالي. جيرو ليزر حلَقي نموذجي بتجويف مثلثي متساوي الأضلاع محيطه $L = 0.2$ m (20 cm) له مساحة $A = 6\times10^{-5}$ m^2 (19.245 cm^2) وطول موجي لليزر الانتقالي $\lambda = 0.633$ micron (0.633×10^{-6} m).

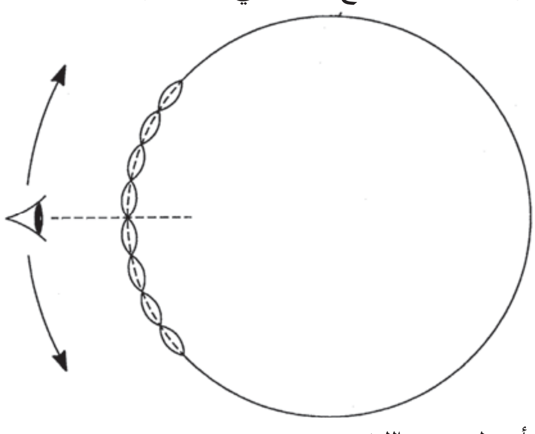
عامل القياس لجيرو الليزر الحلَقي يساوي:

$$\frac{4\times1.9245\times10^{-3}}{0.633\times10^{-6}\times0.2}=60825\,\text{Hz/rad per s}$$

وبالتالي فإن عّد نبضة واحدة يساوي $\frac{1}{60825}\,\text{rad}=3.39$ ثانية قوسية.

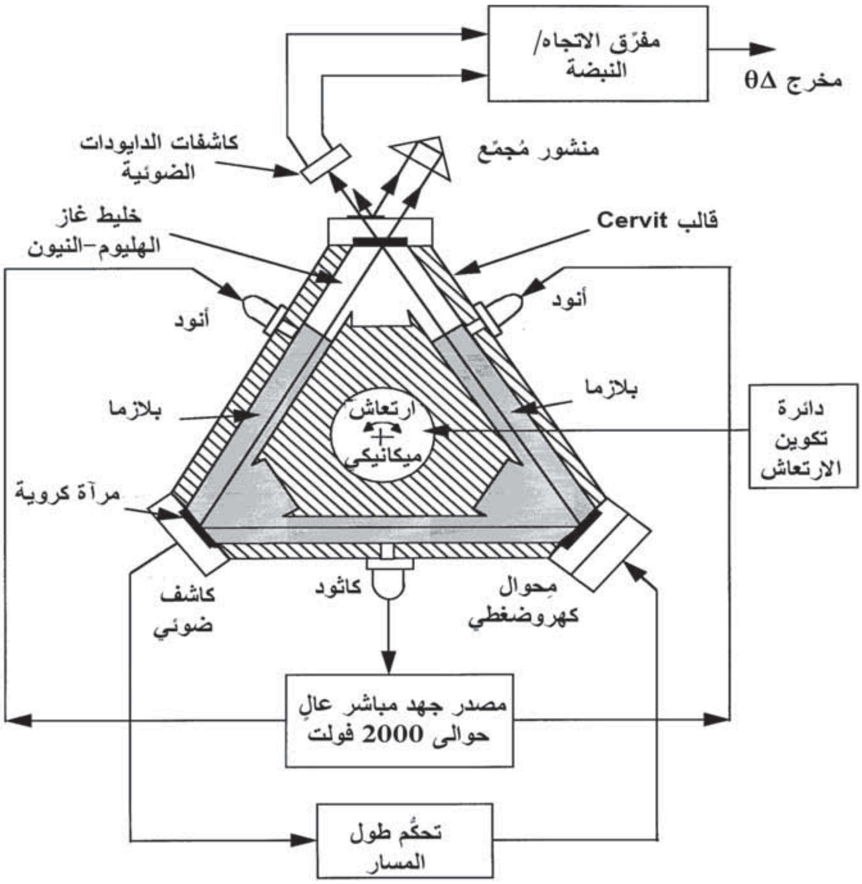
هذه الدقة يمكن زيادتها بعامل قدره 4 بالإطلاق على تقاطعات الدرجة الصفرية الموجبة والسالبة لكِلا الكاشفين.

التفسير البديل الصحيح والمماثل لجيرو الليزر الحلَقي والذي قد يفضله بعض القراء هو كالتالي: الموجتان المنتشرتان المتضادتان المتكونتان بواسطة عملية الإنتاج الليزري ستتضاربان معًا وتكوِّنان نمطاً موجياً واقفاً في التجويف. هذا النمط الموجي الواقف سيظل ثابتًا في الفضاء بصرف النظر عن الدوران الزاويّ للتجويف. المُشاهِد الذي يدور مع التجويف، في هذه الحالة هي كاشفات الدايودات الضوئية القارئة، ستشاهِد بالتالي تعاقباً من الأهداب المضيئة والمظلمة عندما يتحرك القارئ متقدِّمًا الموجات المكانية الواقفة الثابتة. يوضح الشكل (12.5) مبدأ العمل. يسلك جيرو الليزر الحلَقي بطريقة مشابهة لجهاز تشفير بصري متزايد مع ثبات زاوية عمود إدارة جهاز التشفير في الفضاء وبذلك فهو يقيس الزاوية التي خلالها يدور الجيرو. وحقيقة أن النمط الموجي الواقف يظل ثابتًا في الفضاء مع دوران التجويف يمكن تفسيرها بأنها إظهار للقصور الذاتي الذي تمتلكه الطاقة الكهرومغناطيسية مع الأخذ في الاعتبار تكافؤ كتلتها.



الشكل (12.5): مبدأ عمل جيرو الليزر.

يوضح الشكل (13.5) البُنيَة التركيبية لجيرو ليزر حلَقي نموذجي. يتم إدارة التجويف المثلثي المتساوي الأضلاع من قالب مُصممَت من مادة السيراميك الزجاجي المعروفة باسم CERVIT التي تمتلك معامل تمدد حراري منخفضاً جدًا. ويتم تثبيت المرايا الثلاثة على القالب عن طريق التلامس البصري من أجل الحصول على الاستقرار والمتانة. والمرايا لها طلْيات متعددة العزل الكهربي، ولها انعكاسية أعلى من 99.9 في المئة. ويجب التقليل من النظام المرآوي، لأنه يُعتبر المساحة الحرجة من تقنية جيرو الليزر الحلَقي، والامتصاص، وقبل كل شيء الاستطارة.

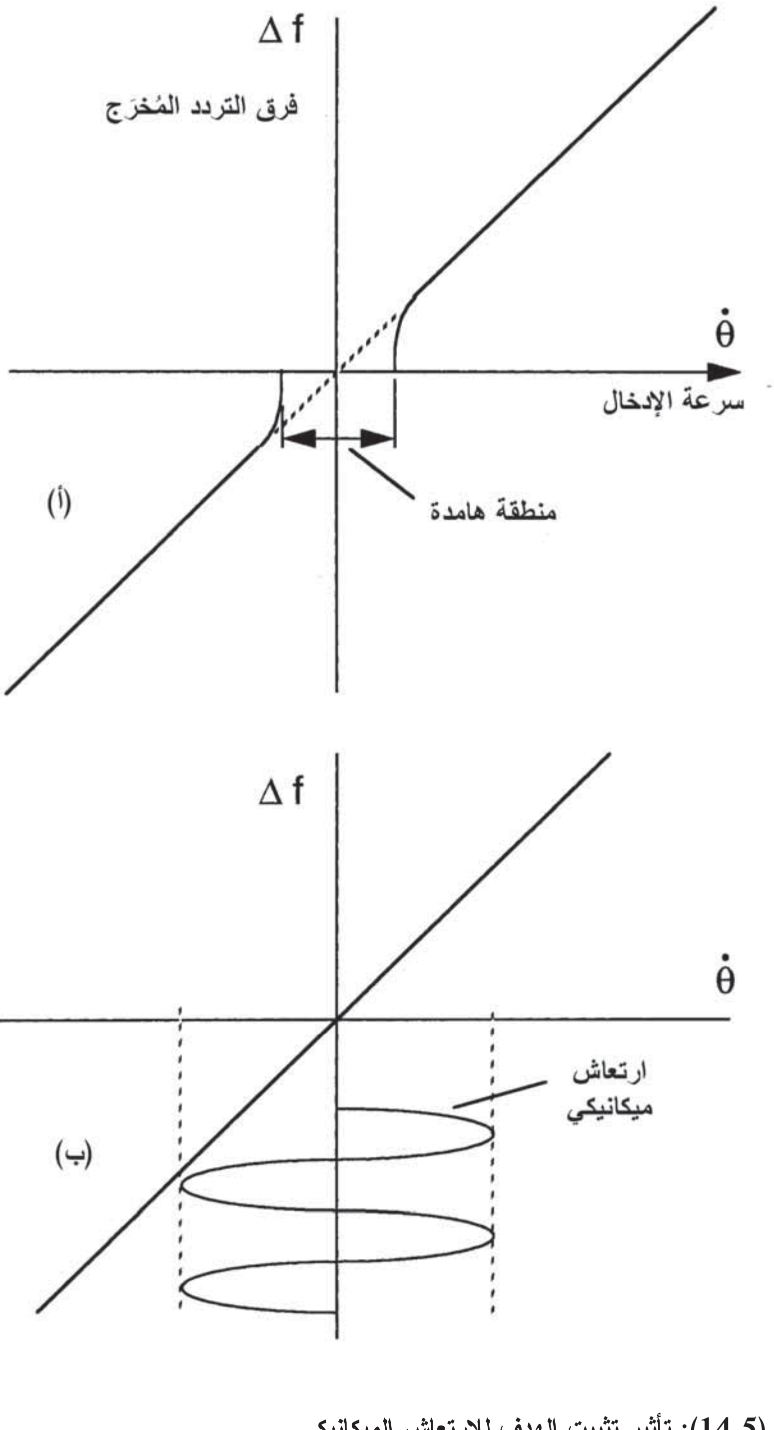


الشكل (13.5): جيرو الليزر الحلَقي.

يتم تعديل طول المسار البصري للتجويف بواسطة مِحوال كهروضغطي (piezo-electric transducer) متصل بإحدى مرايا التجويف. ويتم التحكُّم بموضع المرآة بواسطة عروة مؤازِر آلي بحيث يتذبذب الليزر عند متوسط القدرة القصوى له.

يتم تطبيق جهود تيار مباشر عالية بحدود 2,000 فولت بين قطبي الأنودين (المصعدين) المنفصلين والكاثود (المهبط) المشترك لتأيين خليط غاز الهليوم–النيون وتوفير العملية المطلوبة لإنتاج الليزر. ويستخدِم النظام كاثوداً مشتركاً وأنوديناً منفصلين بحيث تتلاشى تأثيرات تدفق لانجمير (Langmuir) في كلٍّ من ذراعي البلازما بواسطة تيارات التحكُّم التي تقوم بموازنة التيارات في التفريغين. وتأثيرات التدفق هذه يمكن أن تؤدي إلى إزاحات انحيازية نتيجة التغيُّرات التفاضلية في معامل انكسار الضوء المنتشر على طول مساري الاتجاهين مع وعكس حركة عقارب الساعة.

إحدى المشاكل الرئيسية التي توجَّب التغلب عليها مع جيرو الليزر الحلَقي كانت الظاهرة المعروفة باسم "تثبيت الهدف" (lock-in). هذه الظاهرة تنشأ بسبب عيوب في التجويف المُنتِج لليزر، وبشكل أساسي في المرايا، التي تقوم بالاستطارة المرتدة لإحدى الحزمتين في الأخرى. فعل الاقتران الناتج يميل إلى سحب ترددات الحزمتين معًا عند سرعات الدوران المنخفضة مما يؤدي إلى توليد خطأ في عامل القياس. لمعدلات الإدخال الأقل من قيمة البدء المعروفة باسم "معدل تثبيت الهدف"، فإن الحزمتين تثبتان معًا عند نفس التردد، بحيث يكون هناك خَرْج مقداره صفر، وتتولد منطقة هامدة. يوضح الشكل (14.5) (أ) تأثير تثبيت الهدف تحت ظروف معدل الإدخال الثابت. هذه المنطقة الهامدة لتثبيت الهدف هي في حدود 0.01 إلى 0.1^{o} لكل ثانية مقارنة بالدقة المطلوبة لنظام الملاحة بالقصور الذاتي 0.01^{o} لكل ساعة.



الشكل (14.5): تأثير تثبيت الهدف للارتعاش الميكانيكي.

الطريقة الفاعلة جدًا للتغلب على هذه المشكلة هي الارتعاش الميكانيكي للقالب الليزري حول محور الإدخال بتردد نموذجي حوالى 100 Hz، وبسرعة قصوى حوالى 100^o لكل ثانية (الموافقة لسعة 1.5 ثانية قوسية تقريبًا). يتم اختيار سعة سرعة وتسارع الارتعاش بحيث يكون زمن التوقف في منطقة تثبيت الهدف قصيرة جدًا لدرجة أن تثبيت الهدف لا يمكن حدوثه. يبيّن الشكل (14.5) (ب) تأثير الارتعاش عند إزالة المنطقة الهامدة. ويمكن إزالة إشارة الارتعاش من المُخرجات عن طريق تركيب المنشور العاكس القارئ على علبة الجيرو والدايودات الضوئية القارئة على القالب وذلك لإجراء إلغاء بصري لإشارة الارتعاش. وبدلاً من ذلك، يمكن تركيب كلٍّ من المنشور القارئ والدايودات الضوئية القارئة على القالب، وبالتالي يمكن إزالة إشارة الارتعاش غير المرغوب بها بواسطة مرشح رقمي. سيحدث بعض الانخفاض في عرض حزمة الجيرو، مع ذلك، بسبب استجابة المرشح الرقمي.

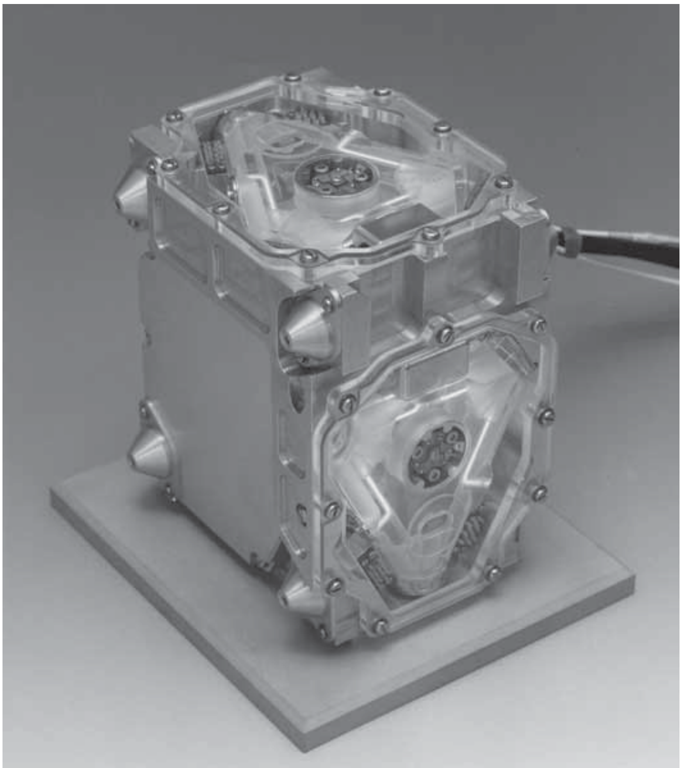
يتم أيضًا توظيف تقنيات "الحالة الصلبة" البديلة للتغلب على مشكلة تثبيت الهدف. وتقنية الارتعاش الميكانيكي، مع ذلك، هي إلى حد كبير التقنية الأكثر استخدامًا على نحو واسع في الوقت الحالي. وعلى الرغم من إجراء انتقاد من حيث "الأناقة التقنية" لنظام الحالة الصلبة الذي يعتمد على الارتعاش الميكانيكي، إلا أن الحقائق هي أن الأبحاث أثبتت انعدام الفشل في نظام الارتعاش بما يتجاوز 100 مليون ساعة.

خصائص أداء جيرو الليزر الحلَقي: خصائص أداء جيرو الليزر الحلَقي ملخَّصة فيما يلي:

- **الدقة العالية** – جيرو الليزر الحلَقي هو الجيرو المُحكَم التثبيت الوحيد المتوفر حاليًا، الذي يتوافق مع متطلبات المدى الديناميكي لنظام الملاحة بالقصور الذاتي النقي من حيث مقدرته على قياس السرعات الزاويّة من 0.01^o لكل ساعة إلى 400^o لكل ثانية إلى الدقة المطلوبة – لمدى ديناميكي 10^8 إلى 1.

- **عدم الحساسية للتسارع** – جيرو الليزر الحلَقي ليس له أخطاء انحياز حساسة للتسارع (خلافًا لجيروات كمية التحرك الزاويَ) لأنه يستند إلى التأثيرات البصرية بدلاً من التأثيرات القصورية الذاتية.
- **مدى سرعة عالية جدًا** – وهذا محدود فقط بخصائص الشوشرة/عرض الحزمة لإلكترونيات القارئ: $\pm 1{,}000^{o}$ لكل ثانية ليست مشكِلة.
- **دقة عامل قياس عالية جدًا** – الأخطاء هي في الحدود 5 إلى 10 جزء في المليون (ppm).
- **زمن تسخين قابل للإهمال** – يتم إحراز التشغيل الكامل للجيرو لحظة وصل دائرته مباشرة.
- **أداء ممتاز من وصل الدائرة إلى وصل الدائرة** – قدرات الأداء يمكن الحفاظ عليها على مدى سنوات عديدة بدون معايرة.
- **عدم اليقين في الشوشرة العشوائية** – ويقاس "بالدرجة لكل جذر تربيعي ساعة" ($\text{degrees}/\sqrt{\text{hour}}$) وهو أحد خصائص الخطأ الهامة جدًا لجيرو الليزر الحلَقي. هذا الخطأ أعلى كثيرًا من ذلك الممارس بجيروات كمية التحرك الزاويّ. وهو يؤثر في نظام تحديد الاتجاه في طور تحديد الاتجاه ببوصلة الجيرو أثناء عملية الاصطفاف الابتدائي. وهذا لأنه يقوم بتمديد الزمن المطلوب لترشيح إشارة سرعة الأرض من شوشرة الجيرو لتحديد الاتجاه الابتدائي. (تحديد الاتجاه ببوصلة الجيرو سيتم شرحه لاحقًا).
- **وثوقية عالية جدًا** – المتوسط الزمني بين حالات الفشل بما يزيد على 60,000 ساعة يجري إثباته في الخدمات ذات المقاييس الكبيرة. و100,000 ساعة للمتوسط الزمني بين حالات الفشل هو المستهدف.
- **العُمْر** – الحُزَم الليزرية في النهاية تتلف المرايا إلا أن هذا لا يتم إلا على مدى فترة طويلة جدًا. العمر المكافئ لأكثر من 100 عام من الاستخدام هو المطلوب.
- **الحجم** – العيب الحقيقي الوحيد لجيروات الليزر الحلَقي الحالية هو حجمها. وهذا يتحدد بواسطة طول المسار، عادة 20 سم لأداء القصور الذاتي.

يبيِّن الشكل (15.5) صورة فوتوغرافية لجيرو ليزر حلَقي نموذجي حديث.



الشكل (15.5): وحدة قياس القصور الذاتي لجيرو الليزر الحلَقي (بترخيص من BAE Systems).

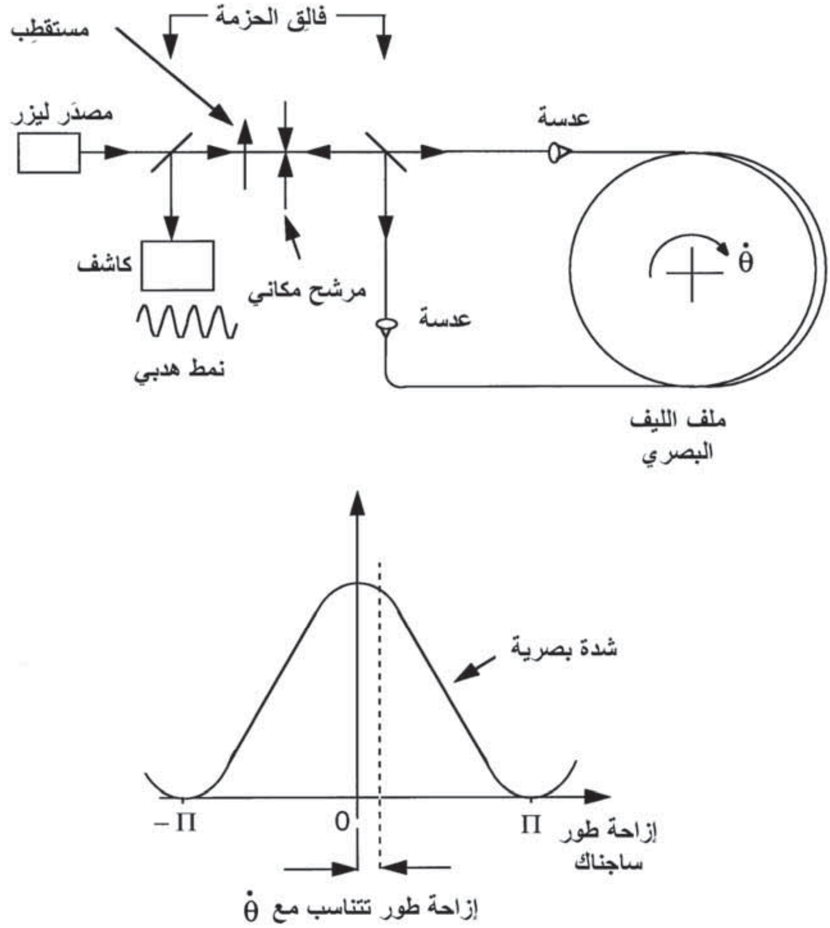
3.4.2.5 جيرو الليف البصري ذو المقياس التداخلي

The interferometric fibre optic gyro

إن تنفيذ نوع المقياس التداخلي من جيرو الليف البصري يمكن شرحه بشكل أفضل من خلال سلسلة من المرحل بدءًا بالنظام الأساسي البسيط المبيَن في الشكل (16.5). يمر الضوء القادم من مصدر ليزر الدايود خلال فالِق الحزمة الأول، ويتم اختيار نمط بصري واحد. يمر الضوء خلال فالِق الحزمة الثاني، وينتشر في كِلا الاتجاهين حول ملف الليف البصري. في غياب الدوران، كما شُرِح سابقًا، فإن زمني الانتقال يكونان متماثلين، بحيث إنه عندما يعود الضوء مرة أخرى إلى فالِق الحزمة

الثاني سيُحدِث تداخلاً كاملاً مع النمط الهدبي المرافق. ويتم الحصول على الإشارة المُخرَجة للجيرو بتوجيه الضوء العائد خلال فالِق الحزمة الأول إلى الكاشف الضوئي. وكما شُرِح سابقًا، فإن سرعة الدوران المُدخَلة حول محور عمودي على مستوى الملف تؤدي إلى فرق في زمني الانتقال بين الحزمتين المتحركتين مع عقارب الساعة وعكس عقارب الساعة، كما هو معطى بالعلاقة (5.5)، أيْ أن:

$$\Delta T = \frac{4A}{c^2}\dot{\theta}$$



الشكل (16.5): جيرو ليف بصري أساسي.

إذا كان الملف يحتوي على عدد N من اللفات، فإن $A = \pi R^2 N$ حيث R متوسط نصف قطر الملف. ويمكن التعبير عن N بدلالة طول الملف L ومتوسط نصف القطر R كالتالي:

$$N = \frac{L}{2\pi R}$$

وبالتالي فإن:

$$\Delta T = \frac{LD}{c^2}\dot{\theta} \qquad (5.13)$$

حيث D قطر الملف ويساوي $2R$.

الفرق في زمن الانتقال يؤدي إلى إزاحة طور ساجناك تعطى بالعلاقة:

$$\Phi_s = \omega \Delta T$$

حيث $\omega = 2\pi c/\lambda$ وهو التردد الزاويّ لمصدر الليزر، و λ الطول الموجي لليزر. وبالتالي فإن:

$$\Phi_s = \frac{2\pi\, LD}{\lambda c}\dot{\theta} \qquad (5.14)$$

هذا الفرق في الطور بين موجتي الضوء المتحركتين مع عقارب الساعة وعكس عقارب الساعة يؤدي إلى خفض شدة الضوء عند الكاشف. وهذا التغيُّر في الشدة صغير جدًا لسرعات الدوران الفاعلة وقد تطلب تطوير تقنيات خاصة.

على سبيل المثال، جيرو ليف بصري نموذجي بطول مسار بصري $L = 200$ m، وقطر ملف $D = 70$ mm، ومصدر ليزر طوله الموجي 1.3 ميكرون

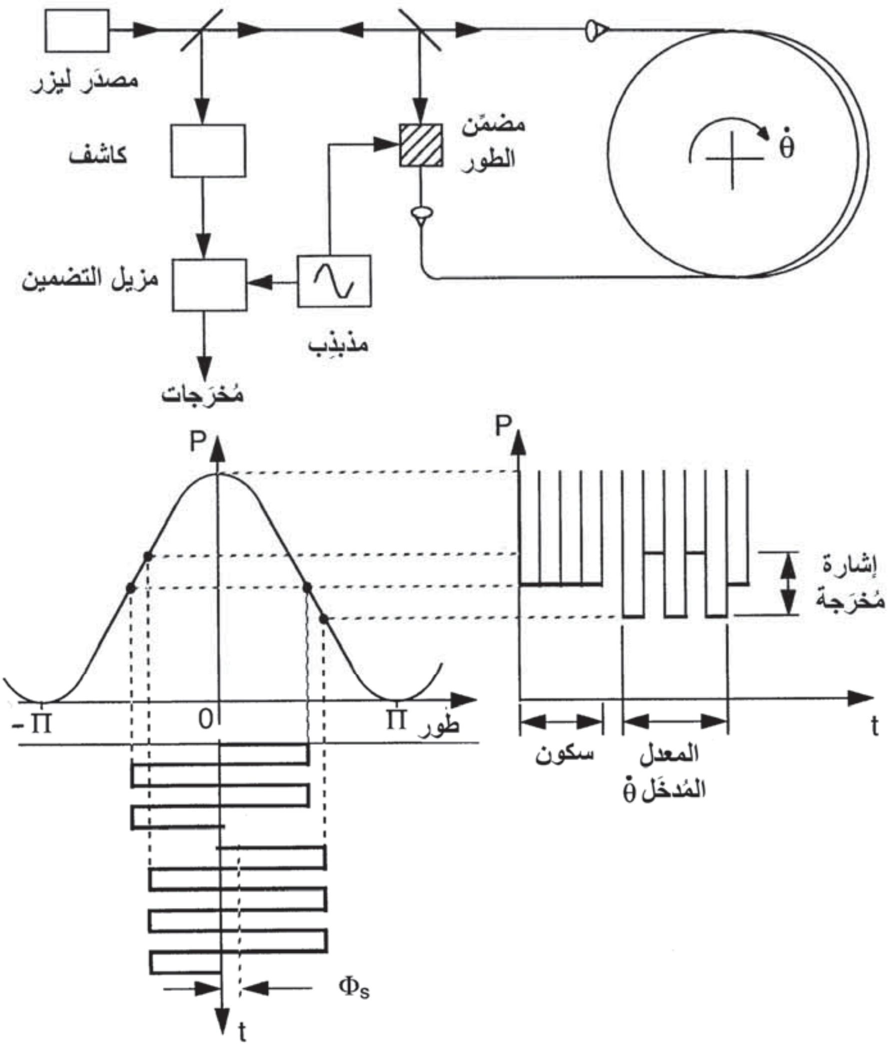
عند الإخضاع إلى معدل إدخال 10^{o} لكل ثانية، سيكون له إزاحة طور ساجناك مقدارها:

$$\Phi_s = \frac{2\pi \times 200 \times 70 \times 10^{-2}}{1.3 \times 10^{-6} \times 3 \times 10^{-8}} \times 10 = 2.26^{\circ}$$

دقة سرعة الأرض (15^{o} لكل ساعة) تتطلب قياس إزاحة طور قدرها 3.38 ثانية قوسية. ودقة 0.01^{o} لكل ساعة تبدو معقولة بالكاد من النظرة الأولى إلا أنه يمكن تحقيقها كما سيتم توضيحه.

المشكلة التالية التي يجب التغلب عليها بمقياس التداخل البسيط المبيّن في الشكل (16.5) هي أن علاقة شدة النمط الهدبي بإزاحة طور ساجناك (التي تتناسب مع السرعة المُدخَلة) هي قانون "واحد زائدًا جيب التمام" (انظر الشكل (16.5)). وهذا يؤدي إلى حساسية صغرى عند معدلات الإدخال المنخفضة، وبالتالي فإنه من الضروري إدخال إزاحة طور قدرها 90^{o} بحيث يتم تشغيل المستشعر في منطقة الحساسية القصوى.

التقنية التي يتم تبنِّيها عادة هي طريقة تضمين انحياز الطور المتناوب (alternating phase bias modulation) والتي يتم فيها وضع "مُضَمِّن الطور" (phase modulator) في نهاية عروة الليف البصري (الشكل (17.5)). تستقبل الموجتان المنتشرتان في اتجاهين متضادين نفس تضمين الطور ولكن في زمنين مختلفين (الموجة المتحركة مع عقارب الساعة في نهاية الانتقال حول الملف، والموجة المتحركة عكس عقارب الساعة في بداية الانتقال). يتم تشغيل مُضَمِّن الطور بتردد بحيث تتوافق نصف الدورة مع التأخر الزمني لتحرك الضوء حول الملف. (لجيرو الليف البصري بطول 200 متر فإن هذا يتوافق مع تردد تضمين قدره حوالى 500 kHz).



الشكل (17.5): تضمين الطور – جيرو ليف بصري ذو مقياس تداخلي بعروة مفتوحة.

وبهذا يتولَّد تضمين غير معكوس (non-reciprocal modulation) – أيْ التضمين الذي يؤثر في اتجاه الانتشار الذي مع عقارب الساعة بشكل مختلف عن اتجاه الانتشار الذي عكس عقارب الساعة. وتطبيق دوران مُدخَل سوف يؤدي إلى إشارة مُخرجَة متضمَّنة سعتها تتناسب مع السرعة المُدخلة (انظر الشكل

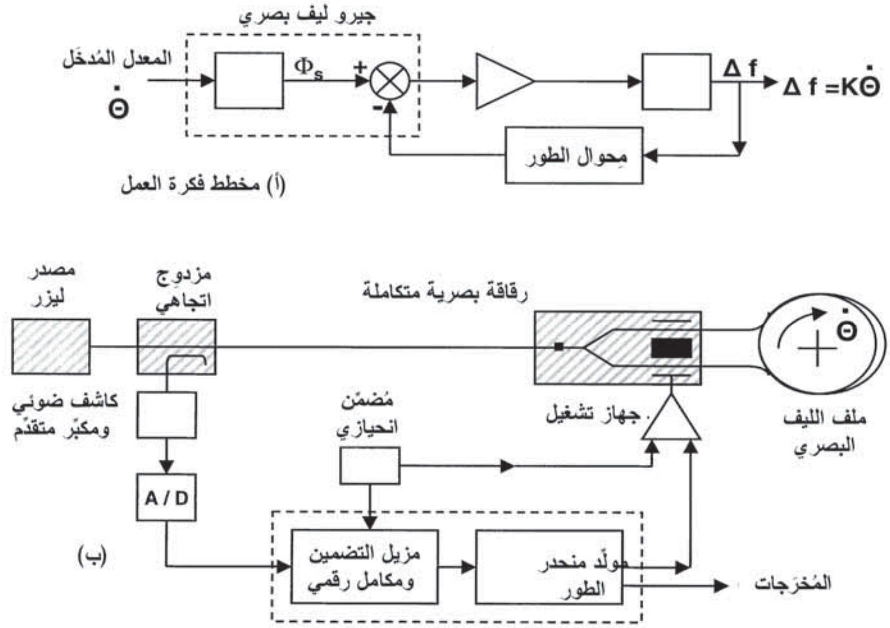
(17.5)). هذا النظام المحسَّن في وضعه الحالي هو على أيّة حال نظام عروة مفتوحة بعيوب ملازِمة مثل:

أ- الاستقرار المُخرَج وعامل القياس يعتمدان على استقرار الكسب لمختلف المكبرات التي تسبق مزيل التضمين، استقرار مزيل التضمين، واستقرار شدة مصدر ضوء الليزر.

ب- الخصائص المُخرَجة غير الخطية بإزاحة الطور الناتجة من معدلات الإدخال الكبيرة (الخصائص المُخرَجة هي جيبية).

القيود المتأصلة على استقرار عامل القياس يتم التغلب عليها من خلال تحكُّم العروة المغلقة، المبيّن فكرة عمله في الشكل (18.5) (أ). يتم تمرير مُخرَجات المُضمِّن خلال مكبِّر مؤازر والذي يقوم من ثم بتشغيل مِحوال طور غير معكوس موضوع ضمن مقياس التداخل ذي الليف البصري. وبهذه الطريقة، يتم تشغيل المستشعر دائمًا عند الصفر عن طريق توليد إزاحة طور غير معكوسة مناسبة والتي يتم جعلها مساوية ومضادة لتلك المتولدة بواسطة السرعة المُدخَلة بفعل العروة المغلقة. ومُخرَجات النظام عندئذ هي مُخرجات مِحوال الطور غير المعكوس.

يبيِّن الشكل (18.5) (ب) البنية الأساسية المستخدَمة على نحو واسع لجيرو ليف بصري نموذجي ذي مقياس تداخلي بعروة مغلقة. وهذا النظام يستخدِم رقاقات بصرية متكاملة ومتعددة الوظائف من أجل الاستقطاب، وفلق حزمة الضوء إلى موجتين متحركتين مع عقارب الساعة وعكس عقارب الساعة، وتضمين الطور. إشارة شدة الضوء المُخرَجة من الكاشف الضوئي يتم تحويلها إلى قيمة رقمية بواسطة محوِّل تماثلي إلى رقمي يُتبَع بتضمين رقمي تكاملي. ويتم إغلاق العروة عن طريق تشغيل مُضمِّن طور بصري متكامل بمنحدر جهد ميله يتناسب مع السرعة المُدخَلة. يقوم هذا المنحدر بتوليد إزاحة طور غير معكوسة بين موجتي الضوء من أجل استرداد والحفاظ على المستشعر عند حالة الدوران الصفري.



الشكل (18.5): جيرو ليف بصري ذو مقياس تداخلي بعروة مغلقة.

ومميزات نظام العروة المغلقة هي:

أ- المُخرَجات لا تعتمد على تغيُّرات شدة مصدر الضوء، لأن النظام يتم تشغيله دائمًا عند الصفر.

ب- المُخرَجات لا تعتمد على كسب كل مكوِّن على حِدَة في نظام القياس، طالما يتم الحفاظ على كسب عالٍ للعروة المفتوحة.

ج- خَطِّية واستقرار المخرجات تعتمد فقط على مِحوال الطور.

منحدر الجهد الذي يقوم بتشغيل مِحوال الطور يولِّد فرقاً في التردد لتصفير فرق الطور الناتج بواسطة معدل الإدخال.

وفرق التردد وإزاحة الطور مرتبطان بعلاقة طردية. إزاحة الطور، Φ، التي يعانيها الضوء في انتشاره على طول ليف بصري أحادي النمط طوله L ومعامل انكساره n تعطى بالعلاقة:

$$\Phi = 2\pi f \frac{L}{c/n}$$

حيث f تردد الضوء، و c/n سرعة الانتشار في الليف البصري. وبالتالي فإن:

$$d\Phi = \frac{2\pi\, nL}{c} df$$

وإزاحة طور ساجناك هي:

$$\Phi_s = \frac{2\pi LD}{\lambda c}\dot{\theta}$$

وبالتالي، عند الصفر فإن:

$$\frac{2\pi\, nL}{c}\Delta f = \frac{2\pi LD}{\lambda c}\dot{\theta}$$

ومنها نجد أن:

$$\Delta f = \frac{D}{n\lambda}\dot{\theta} \tag{5.15}$$

أي أن:

$$\Delta f = K_1\dot{\theta}$$

حيث $K_1 = \frac{D}{n\lambda}$.

الخصائص المُخرَجة بالتالي هي نفسها مثل جيرو الليزر الحلَقي، ويسلك جيرو الليف البصري ذو المقياس التداخلي كجيرو سرعي تكاملي. ويعتمد استقرار عامل القياس على استقرار D، n، و λ.

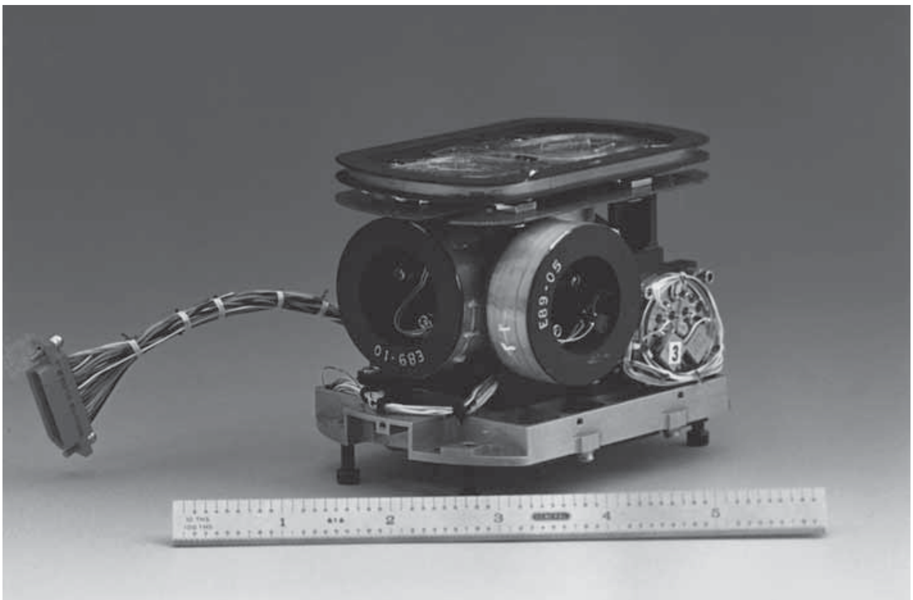
للمثال السابق، جيرو الليف البصري استخدم $D = 70$ mm، و $\lambda = 1.3$ mm، و $n = 1.5$. بتعويض هذه القيم، فإن نبضة واحدة مُخرَجة تتوافق مع زيادة زاويّة قدرها 5.75 ثانية قوسية.

ويمكن توضيح أن المعادلة (5.15) هي نفسها مثل معادلة مُخرَجات الليزر الحلَقي (5.10) من خلال ضرب بسط ومقام المعادلة (5.15) في $\pi D/4$. أي أن:

$$\Delta f = \frac{D}{n\lambda}\frac{\pi D/4}{\pi D/4}\dot{\theta} = \frac{4A}{\lambda(n\pi D)}\dot{\theta} \qquad (5.16)$$

والمحيط البصري المكافئ ($n\pi D$) يتوافق مع طول مسار جيرو الليزر الحلَقي، L.

السهولة المتأصلة لجيرو الليف البصري واستخدام الرقائق البصرية المتكاملة حيث يمكن دمج العناصر الكهروبصرية المختلفة على ركيزة (substrate) يقود إلى تكاليف تصنيع منخفضة وإلى أن يكون جيرو الليف البصري ذا المقياس التداخلي منافسًا عاليًا من حيث التكلفة، والوثوقية، والمتانة، والأداء. ويتم إنتاج الأنواع ذات المحاور الثلاثة المتكاملة بحيث تتشارك جيروات الليف البصري الثلاثة في نفس مصدر ليزر الدايود.



الشكل (19.5): وحدة قياس القصور الذاتي لجيرو الليف البصري (بترخيص من Smiths Industries).

يبيَن الشكل (19.5) صورة فوتوغرافية لوحدة قياس القصور الذاتي (inertial measuring unit (IMU)) لجيرو الليف البصري المستند إلى النظام المرجعي للوضع والاتجاه المنتَج بواسطة مصانع Smiths Industries. تتضمن وحدة قياس القصور الذاتي ثلاث جيروات ليف بصري ذات المقياس التداخلي وثلاثة مقاييس تسارع؛ مع تشارك جيروات الليف البصري الثلاث في نفس مصدر الليزر. ويتم إعداد النظام الثلاثي لجيرو الليف البصري لتتشارك عدة مكوِّنات بصرية وكهربية بين المحاور الثلاثة لجيروات الليف البصري عن طريق التتابع الزمني لمعالجة الإشارات البصرية لكل محور باستخدام المفاتيح البصرية. من خلال التشارك الزمني للمكوِّنات فإن التكلفة، والوزن، والحجم ستنخفض كثيرًا بينما تزداد الوثوقية عن طريق خفض عدد المكوِّنات. والمفاتيح البصرية أيضًا تحل محل فالِقات الحزمة التقليدية وتزيد من النسبة بين الإشارة إلى الشوشرة في الإشارة المكتشَفَة.

تتكون ملفات الليف البصري للجيرو من 400 متر من الليف البصري ذي نمط الإشارة الحافظ لعدم الاستقطاب ملفوفة على بكَرة لف قطرها 3.5 متر. يبيّن الجدول (2.5) الأداء المقتبَس للجيرو.

الجدول (2.5): أداء الجيرو

خطأ الانحياز	0.8^{o} لكل ساعة، 1σ
عامل القياس	±60 جزء في المليون، 1σ
المشي العشوائي (random walk)	0.04^{o} لكل جذر تربيعي ساعة

ويبيّن الجدول (3.5) حجم, ووزن، وقدرة وحدة قياس القصور الذاتي.

الجدول (3.5): خصائص وحدة قياس القصور الذاتي

الوزن	420 جرام
الحجم	245 سم مكعب
القدرة	7.5 وات

والتقدم الكبير واضح في تقنية النظام المرجعي للوضع والاتجاه.

ويجب التقليل من تأثير مصادر الشوشرة البيئية في تصميم جيرو الليف البصري لتحقيق أداء بجودة القصور الذاتي. وهذا لأن التأثيرات غير المعكوسة المُدخَلة سوف تغمر إزاحات طور ساجناك الصغيرة التي يجري قياسها. ومصادر الشوشرة البيئية تتضمن:

- **تغيُّرات درجة الحرارة –** إدخال تدرُّجات درجة الحرارة التي تعتمد على الزمن على طول الليف البصري. بيئات التشغيل يمكن أن تتفاوت من 40− إلى $70^{o}C$+ بمعدلات تدرُّج 0.5 إلى $1^{o}C$ لكل دقيقة.

- **الشوشرة الصوتية –** الليف البصري حساس صوتيًا (حساس لضغط الصوت)، وفي الواقع تُستخدَم مستشعرات الليف البصري على نحو واسع في أجهزة السونار (sonar) بسبب هذه الحساسية.

- **الاهتزازات الميكانيكية –** إدخال الإجهادات الميكانيكية في الليف البصري بتأثيرات غير معكوسة مصاحبة. ويمكن معاناة بيئات ما بين 6 إلى 9g.

- **المجالات المغناطيسية –** المجال المغناطيسي المؤثر موازيًا في الليف البصري يؤدي إلى دوران فاراداي لحالة الاستقطاب في الليف البصري. وهذا هو تأثير غير معكوس يؤدي إلى إزاحة طور غير مرغوبة. ويمكن المعاناة من المجالات المغناطيسية المتقلبة حتى 10 جاوس حول أي محور. الحجب المغناطيسي بسبيكة ميوميتال (Mu-metal) من المؤكد تقريبًا سيكون ضرورياً.

والأداء بجودة القصور الذاتي قد نُشِر من قِبل عدة مطوِّرين لجيرو الليف البصري ذي المقياس التداخلي بعروة مغلقة باستخدام الليف البصري المحافظ للاستقطاب (polarization maintaining) في ملف الاستشعار. والتقدم إلى حالة الإنتاج محتمل في المستقبل القريب.

في ورقة بحث حديثة، نشرت شركة .Honeywell Inc تقدُّمًا مشجعًا جدًا باستخدام ليف بصري مُزال الاستقطاب بالاقتران مع تكوين عشوائية للاستقطاب في العروة. الليف البصري المُزال الاستقطاب يُستخدَم على نحو واسع في صناعة الاتصالات وهو أقل تكلفة بكثير من الليف البصري المحافظ للاستقطاب. تكلفة ما يصل إلى 1000 متر من الليف البصري المحافظ للاستقطاب في جيرو ليف بصري نموذجي ذي المقياس التداخلي وبجودة القصور الذاتي من المحتمل أن تكون إحدى العناصر المكلفة الأساسية واستخدام الليف البصري المُزال الاستقطاب يمكن أن يتيح إجراء توفيرات كبيرة للتكاليف.

ومن الجدير مناقشة الاستحقاقات النسبية باختصار لجيرو الليف البصري ذي المقياس التداخلي بجودة القصور الذاتي وجيرو الليزر الحلَقي، مفترضين أن حالة الإنتاج الحيوي لجيرو الليف البصري ذي المقياس التداخلي قد تحققت.

جيرو الليزر الحلَقي جدير جدًا بالاعتماد، وموثوق جدًا (خبرة تشغيل على مدى أكثر من 20 عامًا) ويتوافق مع متطلبات الدقة. وصناعته، على أيّة حال، تتضمن عمليات تشغيل آلات دقيقة جدًا ومرايا ذات جودة عالية جدًا وحجمه محدود بطول المسار البصري المقدَّر بحوالى 20 سم لدقة القصور الذاتي.

وجيرو الليف البصري ذو المقياس التداخلي لا يتطلب عمليات تشغيل آلات دقيقة جدًا المتضمَّنة في جيرو الليزر الحلَقي، ويستخدِم رقاقات متكاملة منخفضة التكلفة نسبيًا. كما أنه أصغر من جيرو الليزر الحلَقي وقد يمتلك ميزة التكلفة. والزمن فقط كفيل بأن يخبرنا بذلك.

وتجدر الإشارة، مع ذلك، إلى أنه لا توجد جيروات بدقة القصور الذاتي منخفضة التكلفة، بصرف النظر عن التقنية. وهذا بسبب الدقة القصوى المطلوبة منها. وبعضها تكلف أقل من الجيروات الأخرى إلا أنها لا تزال ليست رخيصة الثمن.

5.2.5 مقاييس التسارع Accelerometers

1.5.2.5 المقدمة – قياس القوة النوعية

Introduction – specific force measurement

يمكن تعيين تسارع مركَبة عن طريق قياس القوة المطلوبة لتقييد كتلة معلَّقة بحيث يكون لها نفس تسارع المركَبة المعلَّقة عليه، باستخدام قانون نيوتن الثاني: القوة = الكتلة × التسارع.

وعملية القياس معقَّدة في الحقيقة الأساسية أنه من المستحيل التمييز بين القوة المؤثرة في الكتلة المعلَّقة نتيجة جذب الجاذبية الأرضية والقوة المطلوبة للتغلب على القصور الذاتي وتسريع الكتلة بحيث يكون لها نفس تسارع المركَبة. وتسارع المركَبة، $\underline{a}$، الناتج بواسطة الجمع المتجهي للقوة الخارجية المؤثرة في المركَبة، أيْ قوة الدفع، $\underline{T}$، والرفع، $\underline{L}$، والسحب، $\underline{D}$، وقوة الجاذبية، $m\underline{g}$، المؤثرة في كتلة الطائرة، m (الشَّرطة تحت الرموز تدل على أن الكميات هي كميات متجهة). وبالتالي فإن:

$$\underline{T} + \underline{L} + \underline{D} + m\underline{g} = m\underline{a}$$

أي أن:

$$\underline{a} = \frac{(\underline{T} + \underline{L} + \underline{D})}{m} + \underline{g} \qquad (5.17)$$

المجموع المتجهي للقوى الخارجية باستثناء قوة الجاذبية مقسومة على كتلة الطائرة، أيْ $(\underline{T} + \underline{L} + \underline{D})/m$، تُعرَف باسم "القوة النوعية" (specific force). والقوة $\underline{F_a}$ المطلوبة لتقييد الكتلة المعلَّقة، m_a، تعطى بالتالي على النحو:

$$\underline{F_a} = m_a \underline{g} = m_a \underline{a}$$

$$\frac{\underline{F_a}}{m_a} + \underline{g} = \underline{a} = \frac{(\underline{T} + \underline{L} + \underline{D})}{m} + \underline{g}$$

وبالتالي فإن:

$$\underline{F_a} = m_a \frac{(\underline{T} + \underline{L} + \underline{D})}{m} \qquad (5.18)$$

أي أن مقياس التسارع سيقوم بالتالي بقياس مُركِّبات القوة النوعية على طول محور إدخاله، **وليس** مُركِّبات تسارع المركَبة.

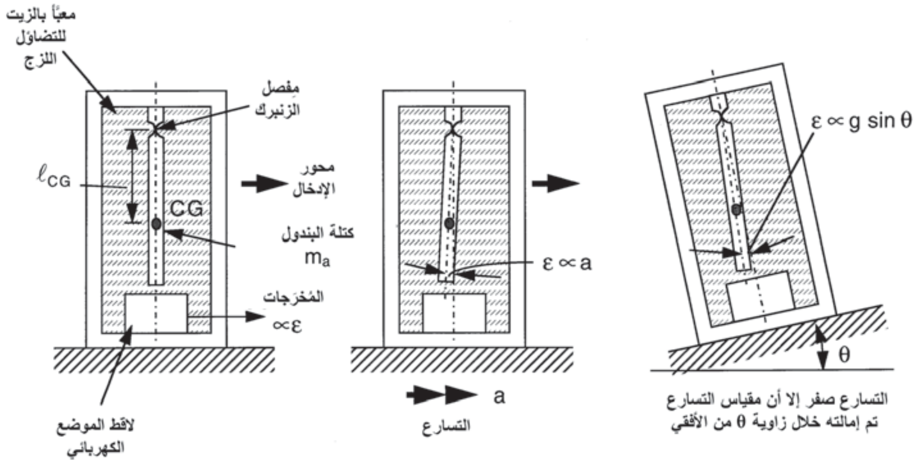
وبهذا فإنه من الضروري معرفة مقدار واتجاه متجه الجاذبية الأرضية بالنسبة إلى محاور إدخال مقياس التسارع من أجل حوسبة مُركِّبات تسارع المركَبة من مُخرَجات مقياس التسارع.

وفقط إذا كان محور إدخال مقياس التسارع متعامداً تمامًا مع متجه الجاذبية (أيْ أفقي) بحيث تكون هناك مُركِّبات صفرية لقوة الجاذبية فإن مقياس التسارع سيقيس مُركِّبة تسارع المركَبة على طول محور إدخاله.

2.5.2.5 مقياس التسارع البندولي المقيَّد زنبركيًا البسيط

Simple spring restrained pendulous accelerometer

يبيِّن الشكل (20.5) رسمًا توضيحيًا لمقياس تسارع بندولي بسيط مقيَّد زنبركيًا. وهو يتكون من كتلة بندولية غير متزنة مقيَّدة بواسطة المِفصل الزنبركي بحيث يمكنها فقط أن تتحرك في اتجاه واحد، أيْ على طول محور الإدخال. يبذل المفصل الزنبركي عزمَ دورانٍ ارتدادياً يتناسب مع الانحراف الزاويّ من الموضع الصفري. وعند ما يتم تسريع العلبة، فإن البندول ينحرف عن الموضع الصفري حتى يتساوى عزم الدوران الزنبركي مع العزم المطلوب لتسريع مركز كتلة البندول بنفس تسارع المركَبة. هذا النوع البسيط من مقاييس التسارع عادة يتم تعبئته بزيت لتوفير التضاؤل اللزج بحيث إن الاستجابة الانتقالية تتضاءل بشكل ملائم. يقوم لاقط الموضع الكهربائي بقياس انحراف البندول عن الموضع الصفري ويقدم الإشارة المُخرَجة.



الشكل (20.5): مقياس تسارع بندولي بسيط مقيَّد زنبركيًا.

دالة الانتقال لمقياس التسارع البسيط المشروح هنا هي مرشح تخلُّف تربيعي بسيط من النوع:

$$\frac{\text{المُخرَج}}{\text{التسارع المُدخَل}} = \frac{K_0}{D^2 + 2\zeta\omega_0 D + \omega_0^2} \qquad (5.19)$$

حيث K_0 عامل قياس مقياس التسارع، و $\omega_0 = \sqrt{\dfrac{K}{I}}$ التردد الطبيعي غير المضاءل، وK صلابة مفصل الزنبرك الالتوائي، و I عزم القصور الذاتي للبندول حول محول المفصل.

يُستخدَم مقياس التسارع البسيط المقيَّد زنبركيًا في تطبيقات حيث تكون فيها متطلبات الدقة غير مطلوبة، أيْ في النطاق 1 في المئة إلى 2 في المئة.

أقصى انحراف زاويّ للبندول من الموضع الصفري محدود إلى حوالى $\pm 2^o$ للتقليل من أخطاء الاقتران المتبادَل. وهذا يؤدي إلى أقصى خطأ اقتران محوري متقاطع مقداره $\sin 2^o$، أيْ 3.3 في المئة تقريبًا من التسارع المؤثر في طول محور عمودي على محور الإدخال. ومدى التسارع المُدخَل بالتالي يحدد صلابة الزنبرك، أو المعدل، ومن ثم عرض حزمة المستشعِر. على سبيل المثال، افترض مقياس تسارع بأقصى مدى مُدخَل قدره مثلاً $\pm 10g$ وتردد طبيعي غير

مضاعل 25 Hz. ونفس مقياس التسارع الأساسي المصمَّم لمدى مُدخَل قدره ±3g سيكون له عرض حزمة مقدارها فقط 14 Hz تقريبًا، مخفَّضة بعامل قدره $\sqrt{\frac{3}{10}}$.

3.5.2.5 مقياس التسارع البندولي ذو نوع ميزان عزم الدوران

Torque balance pendulous accelerometer

العيوب الواردة أعلاه من حيث الدقة وعرض الحزمة يمكن التغلب عليها من خلال تشغيل ميزان عزم الدوران المغلق العروة لمقياس التسارع. انحراف البندول من موضعه الصفري تحت التسارع المُدخَل يتم استشعاره بواسطة لاقط الموضع ولاقط الإشارة بعد التكبير، وتُستخدَم استعاضة ديناميكية مناسبة للتحكُّم بمحرك عزم دوران بالغ الدقة للحفاظ على البندول عند أو بالقرب جدًا من موضع الصفري. وقياس عزم الدوران المبذول بواسطة محرك عزم الدوران لموازنة عزم الدوران القصور الذاتي الناتج من تسريع الكتلة البندولية بحيث يكون لها نفس تسارع المركَبة يتيح من ثم تعيين التسارع. (وبشكل محدد، يتم قياس القوة النوعية). مبدأ التشغيل بشكل أساسي مشابه لتشغيل ميزان عزم الدوران للجيرو السرعي ذي النوع المولّف ديناميكيًا المشروح سابقًا. وعملية عزم الدوران النبضي لعروة مؤازِر التقفيص تُستخدَم كثيرًا، حيث إن كل نبضة تمثل زيادة في السرعة.

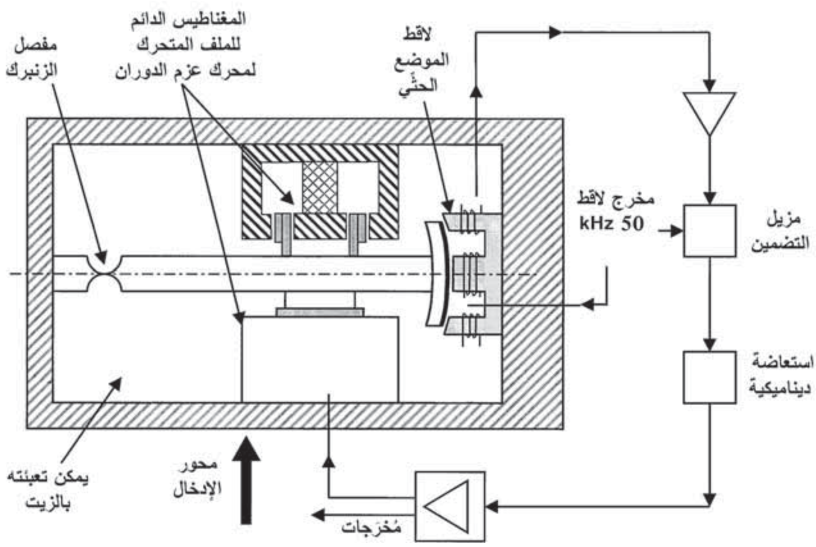
يبيِّن الشكل (21.5) رسمًا تخطيطيًا للبنية التركيبية لمقياس تسارع بندولي نموذجي ذي نوع ميزان عزم دوران. يتكون البندول بشكل أساسي من ذراع معلَّقة ضمن العلبة بواسطة مفصل ثني ذي صلابة منخفضة جدًا. يقوم لاقط موضع حساس جدًا بالكشف عن انحراف البندول عن موضع اتزانه الصفري. ويبيِّن الشكل لاقطاً حثِّياً، ومع ذلك فإن اللواقط السعوية تُستخدَم أيضًا على نحو واسع. يتم تطبيق عزوم الدوران بواسطة ملف متحرك/محرك قوة ذي مغناطيس دائم (مشابه بشكل أساسي لجهاز مكبر الصوت) بحيث تكون الملفات مثبَّتة إلى الذراع والمغناطيسات الدائمة إلى العلبة. وتتيح الروابط المرنة الموصلة الرقيقة بإجراء التوصيلات الكهربية إلى الملفات.

مقاييس التسارع البندولية بجودة القصور الذاتي يتم تعبئتها عادة بزيت لزج يملأ التجويف الموجود بين البندول والعلبة. وعملية التعبئة بالزيت لها ميزتان:

أ- التعويم الجزئي للبندول يزيد من متانة الجهاز لمقاومة الصدمات وبيئات الاهتزاز العالية، ويتيح استخدام مفصل ثني رقيق بصلابة منخفضة للبندولية المعطاة. وهذا يقلل من التأثيرات التخلُّفية (hysteresis) في المفصل وتأثيرات الانحياز نتيجة عزوم دوران الزنبرك المتخلِّفة (residual spring torques) الناتجة بواسطة الإزاحات الصغيرة في الموضع الصفري للاقط.

ب- يوفر تضاؤل في عروة ميزان عزم الدوران.

والمساوئ هي من حيث التكلفة الإضافية للتصنيع في مجالات مثل موانع التسرُّب، ومنفاخ التمدد، وتجنُّب الفقاعات أثناء عملية تعبئة الزيت، الخ.



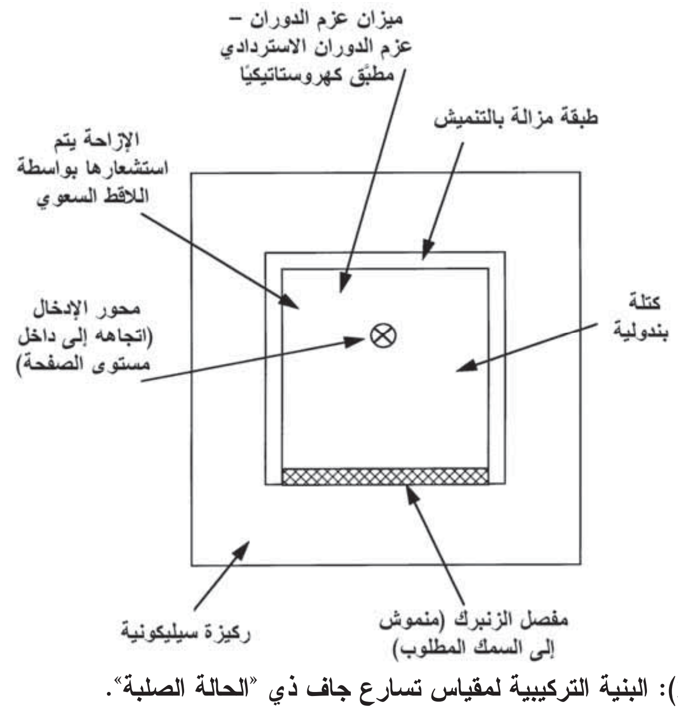
الشكل (21.5): توضيح لمقياس تسارع بندولي ذي نوع ميزان عزم الدوران.

ومقاييس التسارع البندولية ذات نوع ميزان عزم الدوران "الجافة"، عادة بدقة أقل قليلاً، تُستخدَم أيضًا على نحو واسع مستغلة تقنيات مثل تصنيع البندول والمفصل من الكوارتز المنصهِر بواسطة عملية التنميش (etching). وتُستخدَم

اللاقطات السعوية لقياس انحراف البندول عن الصفر، ومحركات عزم الدوران الكهرومغناطيسية تحافظ على اللاقط عند الصفر من خلال مكبِّر التقفيص أو "الالتقاط".

مقاييس التسارع ذات "الحالة الصلبة" المُصنَّعة من السيليكون باستخدام تقنية تصنيع أشباه الموصلات يجري الآن استخدامها على نحو واسع للتطبيقات الأقل انخفاضًا. وهذه التقنية الجديدة تقدم حجمًا صغيرًا جدًا وتكاليف تصنيع منخفضة. يوضح الشكل (22.5) التركيب البنيوي لمقياس تسارع سيليكوني ذي "الحالة الصلبة". يقوم اللاقط السعوي باستشعار انحراف البندول الواقع قيد التسارع وتُبذَل قوى كهروستاتيكية للحفاظ على البندول بالقرب من الموضع الصفري من خلال تطبيق جهود التيار المباشر إلى الأقطاب المُثبَّتة على العلبة بواسطة عروة ميزان عزم الدوران.

يوضح الشكل (23.5) رسمًا تخطيطيًا لعروة ميزان عزم الدوران لمقياس تسارع بندولي من نوع ميزان عزم الدوران الكهرومغناطيسي.



الشكل (22.5): البنية التركيبية لمقياس تسارع جاف ذي "الحالة الصلبة".

كسب عروة مقياس التسارع يجب أن يكون عاليًا بما فيه الكفاية ليحافظ على انحرافات البندول الصغيرة جدًا عن الموضع الصفري تحت بيئة الاهتزاز. ويمكن أن تظهر أيضًا أخطاء تقويم كبرى لأن مقياس التسارع سيقوم باستشعار مُركِّبة الاهتزاز بزوايا قائمة على محور إدخاله، التي تتناسب مع إزاحة البندول من الصفر. سنقوم فيما يلي بشرح ذلك بشكل مبسَّط.

افترض للتبسيط (ولأسوأ الحالات) أن الاهتزاز هو بزاوية 45^{o} مع محور إدخال مقياس التسارع بحيث تتساوى مُركِّبات تسارع الاهتزاز التي على امتداد طوله والتي تقطع المحور وتعطى بالعلاقة:

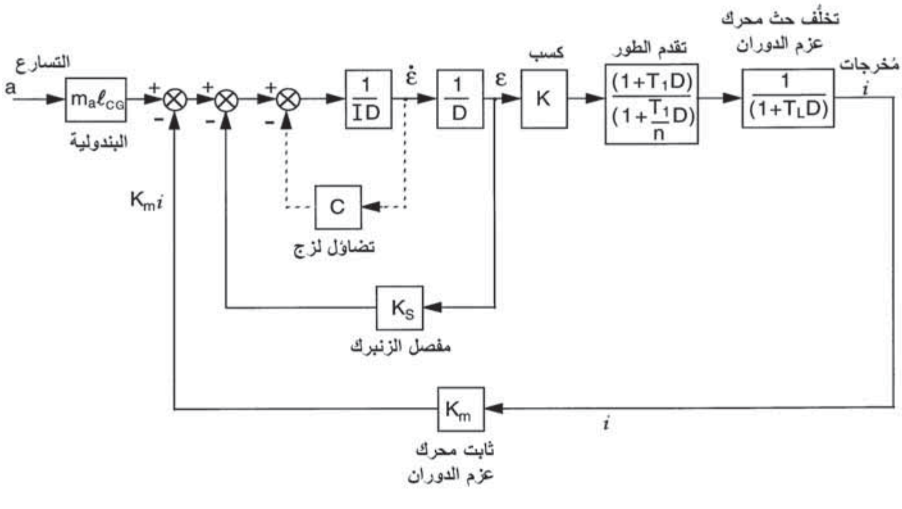
$$a = a_{\max} \sin \omega t$$

حيث $a_{\max}$ القيمة القصوى للتسارع a للاهتزاز، و ω التردد الزاويّ.

وإزاحة البندول عن الصفر تعطى بالعلاقة التالية:

$$\varepsilon = \frac{a_{\max}}{K} (\sin \omega t + \Phi)$$

حيث K تعتمد على كسب العروة عند التردد ω، و Φ إزاحة الطور بين ε و a.



الشكل (23.5): عروة مقياس التسارع لنوع ميزان عزم الدوران.

والتسارع المتقاطع مع المحور الذي تم استشعاره = $\varepsilon \cdot a_{\max} \sin \omega t$

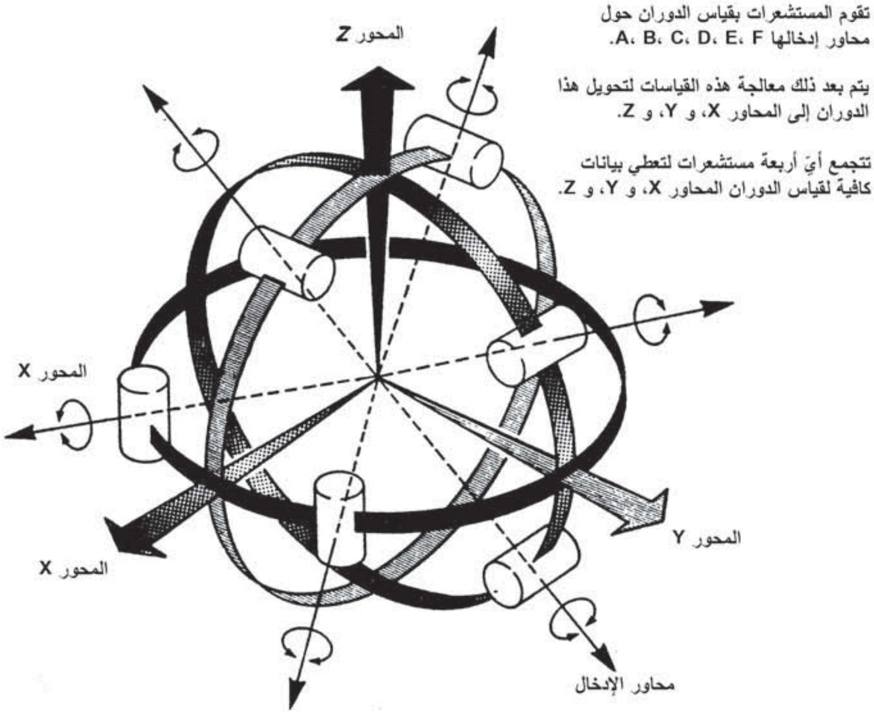
$$= \frac{a_{\max}^2}{K} \sin \omega t \cdot (\sin \omega t + \phi)$$

حاصل الضرب $[\sin \omega t \cdot (\sin \omega t + \phi)]$ له قيمة متوسطة $\frac{\cos \Phi}{2}$ بحيث إن نسبة الاهتزاز المُدخَلة يتم تقويمها. هذا المصدر للخطأ يعود إلى "حساسية الخطأ g^2" لمقياس التسارع حيث إنه يتناسب مع مربع تسارع الاهتزاز.

6.2.5 إعدادات المستشعر المتخالف المحاور

Skewed axes sensor configurations

إحدى المزايا الجذابة لنظام التثبيت المُحكَم هي أن إعدادات امتصاص الفشل الاقتصادي متوفرة. وأحد هذه الإعدادات هي ترتيب من ستة جيروات سرعية ذات محور واحد وستة مقاييس تسارع، مع تخالف محاور إدخالها بالنسبة إلى المحاور الرئيسية للمركَبة بحيث تشكّل زوايا مصمتة متساوية، انظر الشكل (24.5). هذا الإعداد يُشار إليه في بعض الأحيان باسم إعداد "المُجسَّم الاثنا عشري السطوح" (dodecahedron) لأن محاور إدخال المستشعر عمودية على "أوجه مُجسَّم اثنا عشري السطوح" مصمت. ويتم استشعار الحركة حول أيّ محور رئيسي بواسطة أربعة مستشعرات بحيث يمكن اكتشاف وعزل إلى حد فشلين بدون فقدان المقدرة. إلكترونيات ومصادر قدرة المستشعر مستقلة عن بعضها البعض تمامًا بحيث تمنع حالات الفشل المشتركَة. وكل جيرو في إعدادات المجسم الاثنا عشري السطوح يستشعر سرعتي جسمين، وكل سرعة للجسم يتم استشعارها بواسطة أربعة من الجيروات الستة.



الشكل (24.5): مستشعرات المحاور المتخالفة – إعداد المجسم الاثنا عشري السطوح.

مُخرَجات الجيرو المشار إليها بالرموز من A إلى F هي دوال في سرعات الجسم، حيث:

$$A = p\sin\alpha + r\cos\alpha$$

$$B = -p\sin\alpha + r\cos\alpha$$

$$C = p\cos\alpha + q\sin\alpha$$

$$D = p\cos\alpha - q\sin\alpha$$

$$E = q\cos\alpha + r\sin\alpha$$

$$F = q\cos\alpha - r\sin\alpha$$

حيث $\alpha = 31.716747^{o}$ هي الزاوية بين محاور إدخال الجيرو ومحاور الجسم.

هناك بالتالي ست معادلات بثلاث كميات مجهولة والتي يمكن أن تعطي قياسين مستقلين لكل سرعة للجسم. ويمكن استخدام خوارزميات متطورة لعزل الجيراوات الفاشلة وإعادة تجميع البيانات من المستشعرات المتبقية بطريقة مثلى.

وهناك إعدادات أخرى للمستشعرات المتخالفة التي يمكن استخدامها أيضًا. على سبيل المثال، ثلاثة مستشعرات متعامدة تكون محاور إدخالها مصطفة مع المحاور الرئيسية للطائرة ومستشعر رابع يكون محور إدخاله متخالفاً بزاوية 45^o مع المحاور الرئيسية. وتجميعين فرعيين مستقلين من هذا المستشعر يمكن أن يتجاوزا ثلاث حالات فشل للجيرو.

3.5 اشتقاق الوضع Attitude derivation

1.3.5 المقدمة Introduction

إن قياس وضع الطائرة بالنسبة إلى المستوى الأفقي بدلالة زاويتي الانحدار والميل الجانبي واتجاهها، أي الاتجاه التي تتجه إليه في المستوى الأفقي بالنسبة إلى الشمال، يعتبر ضرورياً.

ويتم تحديد الوضع المكاني للطائرة من زوايا يولر الثلاث التي عُرِّفت في الفصل الثالث، القسم 2.4.3. بالرجوع إلى الشكل (17.3)، تدور الطائرة أولاً في المستوى الأفقي خلال زاوية الاتجاه (السمت)، ψ، ثم تدور حول محور الانحدار خلال زاوية الانحدار، θ، وبعد ذلك تدور حول محور الدحرجة خلال زاوية الميل Φ. هذه الدورانات يجب أن تتم بنفس هذا الترتيب لأنها غير تبادلية (non-commutative)، أيْ أنه سيتم الحصول على اتجاهات مختلفة إذا تمت الدورانات بترتيب مختلف.

هناك طريقتان أساسيتان للتشغيل بالقصور الذاتي تُستخدَمان لاشتقاق زوايا يولر إلى الدقة المطلوبة. الطريقة الأولى، التي تُعرَف باسم نظام "المنصة المستقرة" (stable platform)، فيها الجيروات ومقاييس التسارع مركَّبة على منصة معلَّقة في مجموعة من الجيمبالات. تقوم الجيروات من ثم بالتحكم

بمؤازِرات الجيمبال بحيث تحافظ المنصة على اتجاه مستقر في الفضاء، بصرف النظر عن مناورات الطائرة (ارجع إلى الشكل (4.5)). وتقوم لاقطات الموضع الزاويّ على الجيمبالات بعد ذلك بتوفير القراءة المباشرة لزوايا يولر.

والطريقة الثانية تُعرَف باسم نظام "التثبيت المُحكَم" (strap-down) وفيها تكون الجيروات ومقاييس التسارع مركَّبة على إطار صلب أو قالب يتم تثبيته مباشرة، أيْ "مُثبَّت بإحكام"، إلى هيكل الطائرة. وبهذا فإن الجيروات ومقاييس التسارع تقيس الحركة الخطِّية والزاوية للطائرة بالنسبة إلى محاور جسم الطائرة. ويتم حوسبة زوايا يولر عندئذ من معلومات سرعة الجسم بواسطة كمبيوتر النظام.

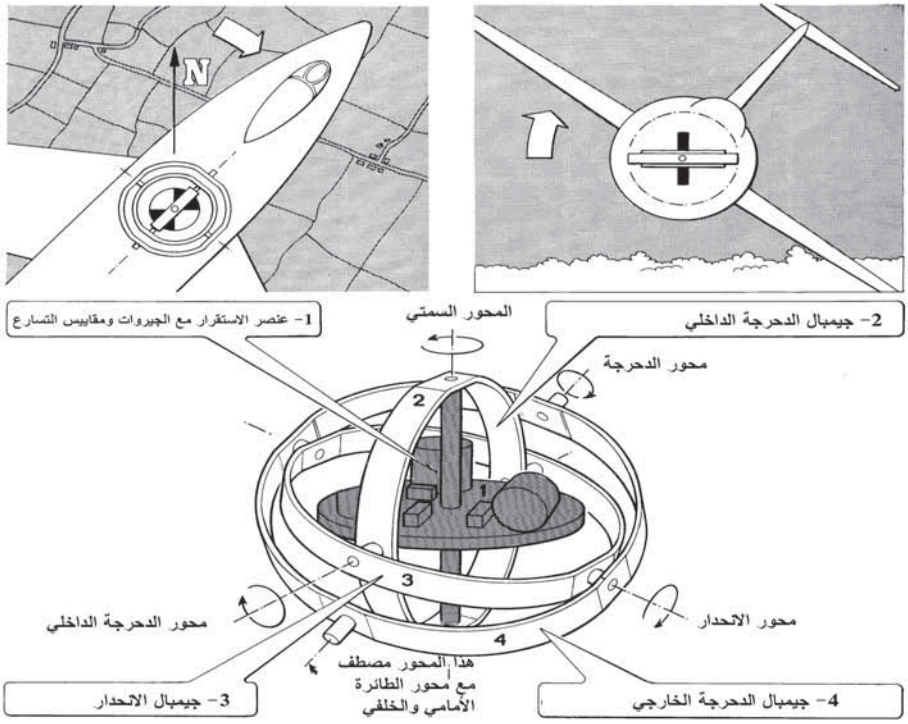
يجب ملاحظة أن نظام المنصة المستقرة ونظام التثبيت المُحكَم هما نظامان متكافئان رياضيًا. ويتم تنفيذ وظيفة الجيمبالات الميكانيكية بواسطة كمبيوتر نظام التثبيت المُحكَم الذي يحتوي في الواقع على نموذج رياضي للجيمبالات.

2.3.5 أنظمة المنصة المستقرة Stable platform systems

يبيّن الشكل (25.5) رسمًا تخطيطيًا لمنصة مستقرة نموذجية معلَّقة في الجيمبال. والجيمبالات الأربعة مطلوبة لتعطي المقدرة الكاملة على المناورة، وعلى وجه الخصوص مناورات أوضاع الانحدار الرأسية أو القريبة من الرأسية والمناورات الحلَقية. يقوم الجيمبال الرابع بمنع ما يُعرف باسم حالة "قُفل جيمبال" (gimbal lock) عندما يصل محور الدحرجة للطائرة إلى تطابق مع المحور السمتي للمنصة. وبدون الجيمبال الرابع، فإن أيّ حركة انعراجية طفيفة قد تجعل المنصة بأن "تنقلب" (topple) كما لو أن ليس لها محور حرية (axis of freedom).

وحالات الحرية للجيمبال النموذجي هي:

المحور السمتي	غير محدود
محور الدحرجة الداخلي	$\pm 20^{o}$
محور الانحدار	غير محدود
محور الدحرجة الخارجي	غير محدود



الشكل (25.5): رسم تخطيطي للمنصة المستقرة.

وتُستخدم ثلاثة جيروات بدرجة واحدة من الحرية، أو جيروان اثنان بدرجتين من الحرية لاستقرار المنصة. يبيّن الشكل (25.5) جيروين اثنين ذوي محورين، مثل الجيرو الموالَف ديناميكيًا الذي شُرِح في القسم 2.3.2.5.

يتم تركيب "الجيرو الرأسي" (vertical gyro) على المنصة بمحور مغزله موازيًا للمحور السمتي للمنصة الذي يصطف عادة مع الرأسي المحلي. محاور الإدخال للجيرو بهذا عادة في المستوى الأفقي بحيث يستشعر الجيرو الحركات الزاويّة للمنصة من الأفقي. تُستخدَم الإشارات الزاويّة المُخرَجة من الجيرو الرأسي للتحكُّم بالانحدار ومؤازرات جيمبال الدحرجة الداخلي بعد التحويل الإحداثي الأول خلال الزاوية السمتية للحفاظ على التغذية الخلفية الصحيحة عندما يتغير الاتجاه.

مؤازرات الجيمبال هذه تحافظ على إشارات الخطأ للمؤازر عند الصفر بحيث تظل المنصة أفقية بصرف النظر عن مناورات الطائرة.

ويتم تركيب "الجيرو السمتي" (azimuth gyro) بمحور مغزله متعامدًا مع محور مغزل الجيرو الرأسي وهو بهذا عادة في المستوى الأفقي. ويصطف أحد محوري الإدخال موازيًا للمحور السمتي بحيث يستشعر الحركات الزاويّة حول المحور السمتي، ومحور الإدخال الآخر يصطف بزاوية 45^o مع محاور الإدخال للجيرو الرأسي. تُستخدَم الإشارات السمتية المُخرَجة من الجيرو للتحكُّم بالمؤازر السمتي الذي يحافظ على الإشارات بالقرب من الصفر، بحيث تظل المنصة تؤشر في اتجاه ثابت في المستوى الأفقي. والإشارة المُخرجة من محور الإدخال 45^o يُستخدَم لتقفيص الجيرو حول هذا المحور من خلال إعادة التغذية الخلفية له بعد التكبير إلى محرك عزم دوران الجيرو. ويمكن استخدام التيار الناتج من هذا المحور 45^o لمراقبة الجيرو الرأسي عندما يقيس الجيرو مُركِّبة الحركة الزاويّة حول كل محور إدخال للجيرو الرأسي، وهكذا سوف يقوم باكتشاف أيّ انجراف غير عادي في الجيرو الرأسي.

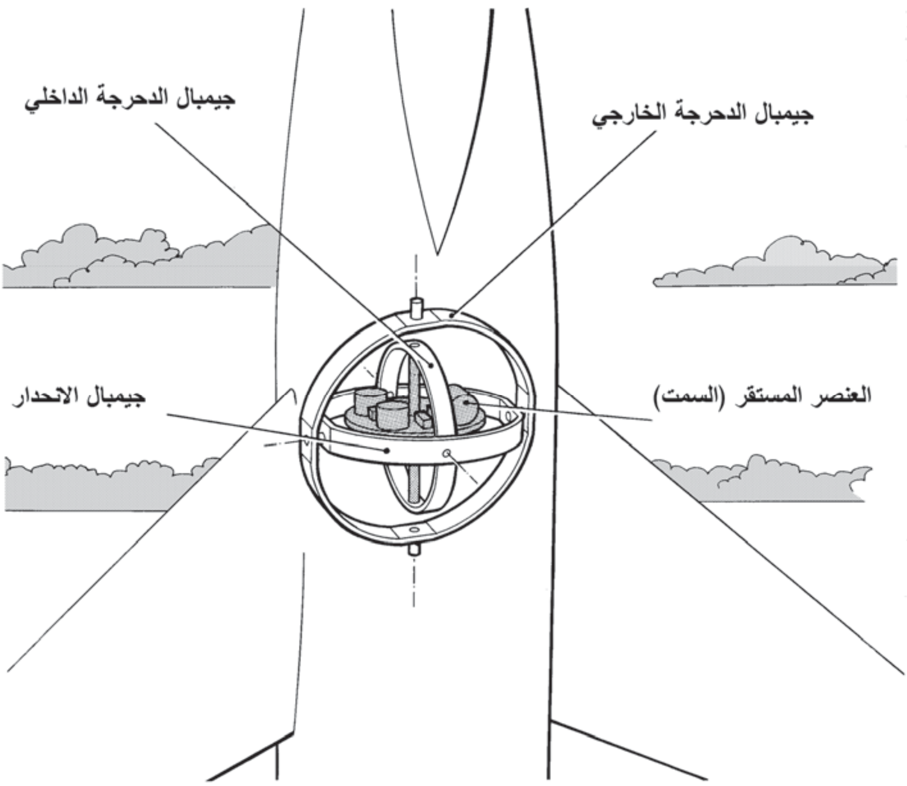
ويتم التحكُّم بالمحرك المؤازر لجيمبال الدحرجة الخارجي من لاقط الموضع الزاويّ على محور الدحرجة الداخلي الذي يقيس الانحراف عن التعامد بين جيمبال الدحرجة الداخلي وجيمبال الانحدار. وتعمل عروة مؤازر الدحرجة الداخلي للحفاظ على إشارة اللاقط هذه عند الصفر بحيث تحافظ على بقاء المحاور السمتية متعامدة مع محور الانحدار تحت جميع الظروف، وبالتالي تمنع "قفل الجيمبال" إذا كانت الطائرة راسية، أيْ أثناء المناورة الحلَقية. يبيّن الشكل (26.5) فكرة عمل الجيمبال الرابع أثناء المناورة العمودية.

لاقطات الوضع الأفقي مثل أجهزة المزامنة أو أجهزة المزامنة المُستبيِنة (resolver synchros) المركَّبة محوريًا مع محاور الجيمبال تقيس زوايا يولر مباشرة.

أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي ذات المنصة المستقرة لا تزال قيد الاستخدام، إلا أنه يجري استبدالها سريعًا بأنظمة جيرو الليزر الحلَقي المُحكَمة التثبيت. وبهذا فقد تم تركيز الاهتمام على أنظمة التثبيت المُحكَم.

آلية تشغيل المنصة المستقرة لنظام الملاحة بالقصور الذاتي، مع ذلك، سهلة التصورُّ، وبهذا ستُستخدَم لشرح المبادئ الأساسية للملاحة بالقصور الذاتي، مثل توليف شولر (Schuler tuning)، في الفصل القادم.

وتجدر الإشارة إلى أن أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَمة التثبيت لم تعد أدق من أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي ذات المنصة المستقرة. فهي فقط أكثر وثوقية واقتصادية من حيث تكلفة الملكية.



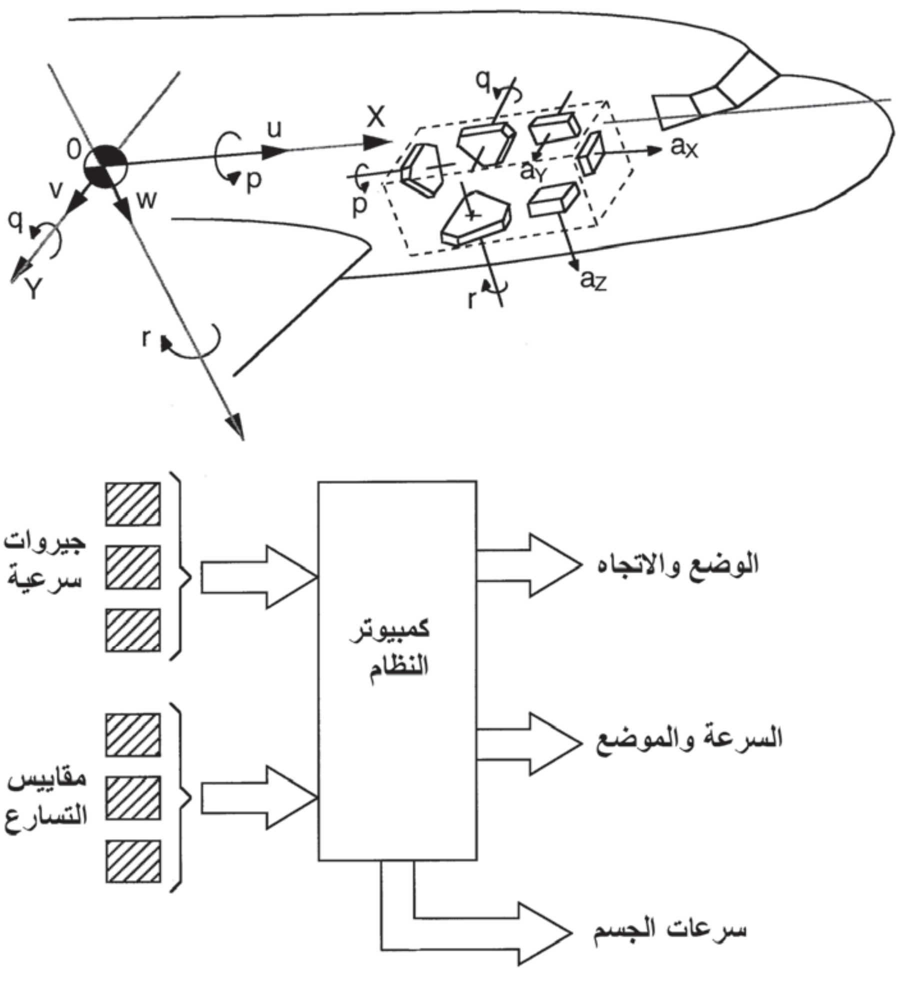
الشكل (26.5): عمل الجيمبال الرابع.

3.3.5 أنظمة التثبيت المُحكَم Strap-down systems

يوضح الشكل (27.5) فكرة عمل التثبيت المُحكَم للنظام المرجعي للاتجاه/الوضع أو لنظام الملاحة بالقصور الذاتي. هذه الآلية للعمل تعمل على

التخلص من التعقيد الميكانيكي للمنصة المستقرة مع الجيمبالات التابعة لها، ومحامل الجيمبال، وحلَقات الانزلاق، وأجهزة التَّزامُن، الخ. والوثوقية وتكلفة الملكية مُحسَّنة كثيرًا، واستهلاك القدرة أقل، والوزن والحجم مخفضّان. وبالتالي فإن الانجذاب هو نحو إعدادات التثبيت المُحكَم.

ويمكن اشتقاق زوايا يولر من سرعات دوران الجسم المقاسة بواسطة جيروات التثبيت المُحكَم باستخدام خوارزميات مناسبة.



الشكل (27.5): رسم تخطيطي لنظام التثبيت المُحكَم.

1.3.3.5 خوارزميات الوضع Attitude algorithms

عُرِّفت زوايا يولر Φ، و θ، و ψ في الفصل الثالث، القسم 2.4.3، كما تم اشتقاق المعادلات التي تربط بين السرعات الزاويّة للجسم p، و q، و r وسرعات يولر الزاويّة ($\dot{\psi}$، و $\dot{\theta}$، و $\dot{\Phi}$) وهي تتكون من المعادلات (3.16)، و(3.17)، و(3.18).

ويمكن اشتقاق المعادلات من أجل $\dot{\psi}$، $\dot{\theta}$، $\dot{\Phi}$ من المعادلات السابقة عن طريق المعالجة الجبرية المناسبة وتعطى على النحو التالي:

$$\dot{\Phi} = p + q\sin\Phi\tan\theta + r\cos\Phi\tan\theta \tag{5.20}$$

$$\dot{\theta} = q\cos\Phi - r\sin\Phi \tag{5.21}$$

$$\dot{\psi} = q\sin\Phi\sec\theta + r\cos\Phi\sec\theta \tag{5.22}$$

هذه المعادلات يمكن التعبير عنها بشكل مضغوط في صورة مصفوفة كالتالي:

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\Phi\tan\theta & \cos\Phi\tan\theta \\ 0 & \cos\Phi & -\sin\Phi \\ 0 & \sin\Phi\sec\theta & \cos\Phi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{5.23}$$

يمكن عندئذ اشتقاق زوايا يولر من سرعات يولر الزاويّة بطريقة التكامل باستخدام وضع معلوم عند نقطة معيَّنة من الزمن كشرط ابتدائي. هذه الطريقة غير مجدية، على أيّة حال، عندما $\theta = 90^{\circ}$ لأن $\tan\theta$ و$\sec\theta$ تصبحان ما لانهاية. (وهذا هو المكافئ الرياضي لحالة "قفل الجيمبال"). استخدام خوارزميات يولر ذات المعاملات الثلاثة بهذا محدودة بشكل عام على زوايا الانحدار بين $\pm 30^{\circ}$ حيث إن معادلات الخطأ غير محدودة، ولتفادي المفرديات (singularities) الرياضية.

وبهذا يتطلب نظام مناورة كامل حيث لا تكون هناك قيود على زوايا الانحدار. وقيود نظام يولر ذي المعاملات الثلاثة يتم التغلب عليها باستخدام ما يُعرَف باسم "معامِلات يولر المتناسقة الأربعة" (Euler four symmetrical parameters) لتعريف وضع المركَبة.

ويمكن توضيح أن مجموعة المحاور يمكن تحريكها إلى أيّ اتجاه مطلوب بواسطة دوران واحد حول محور تم وضعه بشكل مناسب. لنفترض أن هذا المحور يصنع زوايا قدرها $\cos^{-1}\alpha$، و $\cos^{-1}\beta$، و $\cos^{-1}\gamma$ مع محاور القصور الذاتي OX_0، وOY_0، وOZ_0، على التوالي. وافترض دورانًا واحدًا، μ، حول هذا المحاور يجعل مجموعة المحاور المتحركة من OX_0، و OY_0، و OZ_0 تتطابق مع مجموعة المحاور OX، و OY، و OZ التي نرغب تحديد اتجاهها.

معامِلات يولر المتناسقة الأربعة تعطى بالعلاقة:

$$\left.\begin{aligned} e_0 &= \cos\mu/2 \\ e_1 &= \alpha\sin\mu/2 \\ e_2 &= \beta\sin\mu/2 \\ e_3 &= \gamma\sin\mu/2 \end{aligned}\right] \qquad (5.24)$$

يمكن عندئذ استخدام e_0، e_1، e_2، e_3 لتحديد وضع المركَبة بالنسبة إلى المحاور OX_0، OY_0، OZ_0. ويمكن اشتقاق العلاقات التالية بزوايا يولر:

$$\sin\theta = 2(e_0e_2 - e_3e_1) \qquad (5.25)$$

$$\tan\psi = \frac{2(e_0e_3 + e_1e_2)}{e_0^2 + e_1^2 - e_2^2 - e_3^2} \qquad (5.26)$$

$$\tan\Phi = \frac{2(e_0e_1 + e_2e_3)}{e_0^2 - e_1^2 - e_2^2 + e_3^2} \qquad (5.27)$$

ويمكن توضيح أن:

$$\begin{bmatrix}\dot{e}_0\\ \dot{e}_1\\ \dot{e}_2\\ \dot{e}_3\end{bmatrix}=\tfrac{1}{2}\begin{bmatrix}-e_1 & -e_2 & -e_3\\ e_0 & -e_3 & e_2\\ e_3 & e_0 & -e_1\\ -e_2 & e_1 & e_0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}p\\ q\\ r\end{bmatrix} \qquad (5.28)$$

وحيث إنه تُستخدَم أربعة معاملات لوصف الاتجاه، بينما ثلاثة فقط هي ضرورية، فإنه تتواجد معادلة تقييد على الصورة:

$$e_0^2+e_1^2+e_2^2+e_3^2=1 \qquad (5.29)$$

هاتان المعادلتان لهما مميزات أفضل من معادلات زوايا يولر:

1- تنطبق على جميع الأوضاع.

2- معادلات الخطأ محدودة بمعادلات التقييد.

3- القيمة العددية لكل معامل يقع دائمًا في المدى ما بين -1 و $+1$، مما يُسهِّل مشاكل القياس في آلية الحوسبة.

يمكن إعادة ترتيب المعادلة (5.28) على الصورة:

$$\begin{bmatrix}\dot{e}_0\\ \dot{e}_1\\ \dot{e}_2\\ \dot{e}_3\end{bmatrix}=\tfrac{1}{2}\begin{bmatrix}0 & -p & -q & -r\\ p & 0 & r & -q\\ q & -r & 0 & p\\ r & q & -p & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}e_0\\ e_1\\ e_2\\ e_3\end{bmatrix} \qquad (5.30)$$

وهذه يمكن كتابتها مضغوطة بشكل أكبر على النحو $\dot{\mathbf{X}}=\mathbf{AX}$.

حيث $\mathbf{X} = \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix}$، و $\mathbf{A} = \frac{1}{2}\begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix}$.

(الحروف الكبيرة الغامقة تدل على أن **X** و **A** هي مصفوفات).

هذه المعادلة يمكن حلها بواسطة الطرق التكاملية التقريبية بافتراض أن p، و q، و r ثابتة على مدى فترة زمنية قصيرة Δt من الزمن t_n إلى الزمن t_{n+1}.

القيمة المتوقَّعة للمصفوفة **X** عند الزمن t_{n+1}، أي $\mathbf{X}_{n+1}$، هي:

$$\mathbf{X}_{n+1} = \mathbf{X}_n + \dot{\mathbf{X}}_n \Delta t = \mathbf{X}_n + \mathbf{A}\mathbf{X}_n \Delta t$$

أي أن:

$$\mathbf{X}_{n+1} = (\mathbf{1} + \mathbf{A}\Delta t)\mathbf{X}_n$$

حيث **1** هي مصفوفة وحدة.

$(\mathbf{1} + \mathbf{A}\Delta t)$ هو في الواقع تقريب لمصفوفة الانتقال (transition matrix) التي تربط بين قيمة متجه الحالة عند الزمن t_{n+1} والقيمة عند الزمن t_n.

الدورانات الزاويّة المتزايدة المقاسة حول محاور الدحرجة، والانحدار، والانعراج يُشار إليها بالرموز ΔP، و ΔQ، و ΔR على التوالي (الجيرو الموالَف ديناميكيًا ذو النوع عزم الدوران النبضي، وجيرو الليزر الحلّقي، وجيرو الليف البصري ذو المقياس التداخلي جميعها تعمل كجيروات سرعية تكاملية)، حيث:

$$\Delta P = \int_{t_n}^{t_{n+1}} p\,dt = p\Delta t$$

$$\Delta Q = \int_{t_n}^{t_{n+1}} q\,dt = q\Delta t$$

$$\Delta R = \int_{t_n}^{t_{n+1}} r\,dt = r\Delta t$$

وبهذا فإن مصفوفة الانتقال التقريبية هي:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\Delta P & -\Delta Q & -\Delta R \\ \Delta P & 0 & \Delta R & -\Delta Q \\ \Delta Q & -\Delta R & 0 & \Delta P \\ \Delta R & \Delta Q & -\Delta P & 0 \end{bmatrix}$$

وبالتالي فإن:

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_0 \\ \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \\ \dot{e}_3 \end{bmatrix}_{t_{n+1}} = \begin{bmatrix} 1 & -\Delta P/2 & -\Delta Q/2 & -\Delta R/2 \\ \Delta P/2 & 1 & \Delta R/2 & -\Delta Q/2 \\ \Delta Q/2 & -\Delta R/2 & 1 & \Delta P/2 \\ \Delta R/2 & \Delta Q/2 & -\Delta P/2 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix}_{t_n} \quad (5.31)$$

ويمكن تحسين أداء خوارزمية التكامل العددي بشكل أفضل عن طريق استخدام خوارزميات رونج–كوتّا (Runge-Kutta) من الدرجة الثانية أو خوارزميات رونج–كوتّا من الدرجة الرابعة، حيث يتطلب دقة عالية جدًا، وأيضًا عن طريق خفض تزايد زمن التكامل، Δt، باستخدام كمبيوتر فعال جدًا.

تُستخدَم معادلة التقييد $e_0^2 + e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 = 1$ لتصحيح مصفوفة الانتقال لأخطاء الحوسبة المتراكمة في عملية التكامل للحفاظ على تعامدية المحاور المحسوبة.

معامِلات يولر المتناسقة الأربعة هي أيضًا رباعيات (quaternions) رياضية، حيث يمكن توضيح أنها تتكون من حاصل جمع كمية قياسية ومتجه بمُركِّبات متعامدة.

ويمكن بعد ذلك حساب قيم زوايا يولر Φ، وθ، وψ من المعادلات (5.25)، و (5.26)، (5.27). وعندما تكون القيم الابتدائية لزوايا يولر هي Φ، وθ، و ψ، فإن القيم الابتدائية المقابلة لمعاملات يولر تعطى بالعلاقة التالية:

$$\left.\begin{aligned}e_0 &= \cos\psi/2\cos\theta/2\cos\phi/2+\sin\psi/2\sin\theta/2\sin\phi/2\\ e_1 &= \cos\psi/2\cos\theta/2\sin\phi/2-\sin\psi/2\sin\theta/2\cos\phi/2\\ e_2 &= \cos\psi/2\sin\theta/2\cos\phi/2+\sin\psi/2\cos\theta/2\sin\phi/2\\ e_3 &= \sin\psi/2\cos\theta/2\cos\phi/2-\cos\psi/2\sin\theta/2\sin\phi/2\end{aligned}\right\} \qquad (5.32)$$

مثال محلول على خوارزميات الوضع: ما يلي هو مثال محلول لتوضيح كيفية اشتقاق الوضع من مصفوفة الانتقال لمعامِلات يولر الأربعة لإعطاء معرفة عملية بالرياضيات المتضمَّنة في حساب قيمة المصفوفة لأولئك القراء الذين هم أقل اطلاعًا بالمصفوفات.

افترض أنه عند الزمن t_n فإن قيم معاملات يولر الأربعة هي:

$$\begin{bmatrix}e_0\\e_1\\e_2\\e_3\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0.9\\0.3\\0.1\\0.3\end{bmatrix}$$

(للتحقق: $e_0^2+e_1^2+e_2^2+e_3^2=0.81+0.09+0.01+0.09=1$).

وأن قيم السرعات الزاويّة للجسم هي:

$p = 1$ rad/s (57.3°/s)

$q = 0.04$ rad/s (2.3°/s تقريبًا)

$r = 0.05$ rad/s (2.9°/s تقريبًا)

فترة التكرار $\Delta t = 0.01$ s

حيث إن $\Delta P = 0.01$ rad

و $\Delta Q = 0.0004$ rad

و $\Delta R = 0.0005$ rad

ويمكن حساب زوايا يولر عند الزمن t_n من المعادلات (5.25)، و (5.26)، (5.27) وتعويض القيم المناسبة للمعاملات e_0، e_1، e_2، e_3، الذي منها نحصل على:

$$\psi = 36.869898^\circ$$

$$\theta = 0^\circ$$

$$\Phi = 36.869898^\circ$$

ومصفوفة الانتقال هي:

$$\begin{bmatrix} 1 & -\Delta P/2 & -\Delta Q/2 & -\Delta R/2 \\ \Delta P/2 & 1 & \Delta R/2 & -\Delta Q/2 \\ \Delta Q/2 & -\Delta R/2 & 1 & \Delta P/2 \\ \Delta R/2 & \Delta Q/2 & -\Delta P/2 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -0.005 & -0.0002 & -0.00025 \\ 0.005 & 1 & 0.00025 & -0.0002 \\ 0.0002 & -0.00025 & 1 & 0.005 \\ 0.00025 & 0.0002 & -0.005 & 1 \end{bmatrix}$$

وبالتالي، عند الزمن t_{n+1} فإن:

$$e_0 = 1(0.9) - 0.005(0.3) - 0.0002(0.1) - 0.00025(0.3)$$

أي أن $e_0 = 0.898405$.

وحساب القيمة المحدَّثة للمصفوفة يعطينا:

$$\begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix}_{t_{n+1}} = \begin{bmatrix} 0.898405 \\ 0.304465 \\ 0.101605 \\ 0.299785 \end{bmatrix}$$

للتحقق: $e_0^2 + e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 = 1.000025$.

الخطأ الصغير في معادلة التقييد هو نتيجة استخدام الحل التقريبي من الدرجة الأولى.

وزوايا يولر عند الزمن t_{n+1} هي:

$$\psi = 36.918525^\circ$$

$$\theta = 0.000963^\circ$$

$$\Phi = 37.442838^\circ$$

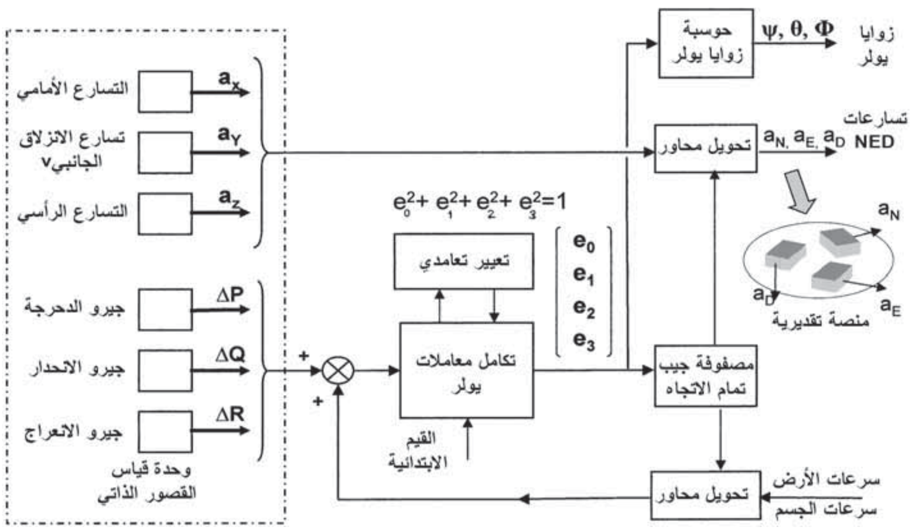
ويتم تكرار هذه العملية عند كل فترة للتكرار.

2.3.3.5 توليد "المنصة المستقرة المكافئة" المُحكَمة التثبيت

Generation of strap-down "equivalent stable platform"

يوضح الشكل (28.5) العمليات الحاسوبية المتضمَّنة في توليد "منصة مستقرة مكافئة" ضمن كمبيوتر نظام التثبيت المُحكَم.

تكامل سرعات معاملات يولر للحصول على معاملات يولر، بحسب ما شُرِح، يتيح حوسبة "مصفوفة جيب تمام الاتجاه" (direction cosine matrix (DCM)) لمحاور الطائرة لتحويل المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية (local North, East, Down (NED) axes)، والعكس بالعكس.



الشكل (28.5): "منصة مستقرة مكافئة" مُحكَمة التثبيت.

وهذا يتيح تحويل قياسات مقياس التسارع المُحكَم التثبيت، a_x، و a_y، و a_z، لمُركِّبات تسارع الطائرة على طول محاور جسم الطائرة إلى مُركِّبات تسارع الطائرة على طول المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية، a_N، و a_E، و a_D. يقوم نظام الحوسبة بالتالي بتزويد مقاييس التسارع المكافئة المركَّبة على منصة مستقرة بمحاور إدخالها مصطفة مع المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية.

مصفوفة جيب تمام الاتجاه المستخدَمة لتحويل المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية من محاور جسم الطائرة هي:

$$\begin{bmatrix} \\ \text{DCM} \\ \\ \end{bmatrix}_{la} = \begin{bmatrix} e_0^2+e_1^2-e_2^2-e_3^2 & 2(e_1e_2-e_0e_3) & 2(e_0e_2+e_1e_3) \\ 2(e_0e_3+e_1e_2) & e_0^2-e_1^2+e_2^2-e_3^2 & 2(e_2e_3-e_0e_1) \\ 2(e_1e_3-e_0e_2) & 2(e_0e_1+e_2e_3) & e_0^2-e_1^2-e_2^2+e_3^2 \end{bmatrix} \quad (5.33)$$

وبهذا، فإن مُركِّبات تسارع الطائرة بالنسبة إلى المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية تعطى بالعلاقة التالية:

$$\begin{bmatrix} a_\text{N} \\ a_\text{E} \\ a_\text{D} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \\ \text{DCM} \\ \\ \end{bmatrix}_{la} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \quad (5.34)$$

تقوم الجيروات بقياس الحركة الزاويّة بالنسبة إلى إطار محور القصور الذاتي، أيْ إطار ثابت في الفضاء. ولهذا فإنه من الضروري دوران الإطار المرجعي المشتق من الجيرو بسرعات مناسبة بحيث يظل مصطفاً مع المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية بسبب دوران الأرض وحركة المركَبة فوق السطح الكروي للأرض. هذه التصحيحات الأخيرة تُعرَف باسم تصحيحات سرعة المركَبة. تصحيحات سرعة الأرض وسرعة المركَبة سيتم تغطيتها في القسم 5.3.5.

في حالة المنصة المستقرة فإن هذه التصحيحات يتم إجراؤها بمعالجة الجيروات الرأسية والسمتية بسرعات مناسبة، كما شُرِح سابقًا.

وفي حالة نظام التثبيت المُحكَم، يتم تحويل تصحيحات سرعة الأرض وسرعة المركَبة بواسطة مصفوفة مناسبة لجيب تمام الاتجاه إلى سرعات الإطار الإحداثي بالنسبة إلى محاور الطائرة. يتم بعد ذلك جمع سرعات الإطار الإحداثي هذه مع سرعات جسم الطائرة، p، و q، و r، بحيث إن التكامل اللاحق سيؤدي إلى الحصول على وضع الطائرة بالنسبة إلى المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية (بمعرفة الشروط الابتدائية).

مصفوفة جيب تمام الاتجاه المستخدمة لتحويل سرعات الإطار الإحداثي لسرعة الأرض وسرعة المركَبة من المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية إلى محاور جسم الطائرة تعطى بالعلاقة:

$$\begin{bmatrix} \\ \text{DCM} \\ \\ \end{bmatrix}_{al} = \begin{bmatrix} e_0^2+e_1^2-e_2^2-e_3^2 & 2(e_0e_3+e_1e_2) & 2(e_1e_3-e_0e_2) \\ 2(e_1e_2-e_0e_3) & e_0^2-e_1^2+e_2^2-e_3^2 & 2(e_0e_1+e_2e_3) \\ 2(e_0e_2+e_1e_3) & 2(e_2e_3-e_0e_1) & e_0^2-e_1^2-e_2^2+e_3^2 \end{bmatrix} \quad (5.35)$$

سنوضح في القسم التالي أن تصحيحات سرعة الأرض حول المحاور الشمالية، والشرقية، والسفلية هي $\Omega\cos\lambda$، و 0، و $\Omega\sin\lambda$ على التوالي، حيث Ω هي سرعة دوران الأرض و λ خط العرض.

وتصحيحات سرعة المركَبة هي V_E/R، و $-V_N/\text{R}$، و $-V_E/\text{R}.\tan\lambda$ حول المحاور الشمالية، والشرقية، والسفلية، حيث V_E و V_N مركِّبتا سرعة الطائرة على طول المحورين الشمالي والشرقي و R نصف قطر الأرض.

وبهذا، فإن تصحيحات سرعة المركَبة وسرعة الأرض حول محاور الطائرة X، و Y، و Z تعطى بالعلاقة التالية:

$$\begin{bmatrix} \\ \text{DCM} \\ \\ \end{bmatrix}_{al} = \begin{bmatrix} (V_E/\text{R}+\Omega\cos\lambda) \\ -V_N/\text{R} \\ (V_E/\text{R}\cdot\tan\lambda+\Omega\sin\lambda) \end{bmatrix}$$

القيمة الابتدائية لمصفوفة جيب تمام الاتجاه بين محاور الطائرة والمحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية تعطى بالعلاقة التالية:

$$\begin{bmatrix} \\ \text{DCM} \\ \\ \end{bmatrix}_{la} = \begin{bmatrix} c\theta \cdot c\psi & s\phi \cdot s\theta \cdot c\psi - c\phi \cdot s\psi & c\phi \cdot s\theta \cdot c\psi + s\phi \cdot s\psi \\ c\theta \cdot s\psi & s\phi \cdot s\theta \cdot s\psi + c\phi \cdot c\psi & c\phi \cdot s\theta \cdot s\psi - s\phi \cdot c\psi \\ -s\theta & s\phi \cdot c\theta & c\phi \cdot c\theta \end{bmatrix} \quad (5.36)$$

حيث $s = \text{sine}$ و $c = \text{cosine}$.

والقيمة الابتدائية لمصفوفة جيب تمام الاتجاه بين المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية ومحاور الطائرة تعطى بالعلاقة التالية:

$$\begin{bmatrix} \\ \text{DCM} \\ \\ \end{bmatrix}_{al} = \begin{bmatrix} c\theta \cdot c\psi & c\theta \cdot s\psi & -s\theta \\ s\phi \cdot s\theta \cdot c\psi - c\phi \cdot s\psi & s\phi \cdot s\theta \cdot s\psi + c\phi \cdot c\psi & s\phi \cdot c\theta \\ c\phi \cdot s\theta \cdot c\psi + s\phi \cdot s\psi & c\phi \cdot s\theta \cdot s\psi - s\phi \cdot c\psi & c\phi \cdot c\theta \end{bmatrix} \quad (5.37)$$

3.3.3.5 المعالجة الرقمية لخوارزميات الوضع

Digital processing of attitude algorithms

دقة نظام التثبيت المُحكَم يعتمد كثيرًا على دقة المعالجة الرقمية المتضمَّنة في الحل العددي لخوارزميات الوضع. وأداء الكمبيوتر كان في الواقع تقييدًا رئيسيًا في تنفيذ أنظمة التثبيت المُحكَم حتى ظهور المعالجات الدقيقة العالية السرعة.

ما يلي هو شرح لمصادر الأخطاء الرئيسية في المعالجة الرقمية بالإضافة إلى الطرق المستخدَمة للحد من هذه الأخطاء.

1- **التبديل (commutation)**: تنشأ الأخطاء في المعالجة الرقمية بسبب الحركة الزاويّة غير التبديلية. يتم إحراز وضع مختلف إذا أُجريَت سلسلة من الدورانات حول محاور الجسم في ترتيب مختلف. وتظهر أخطاء التبديل في المعالجة الرقمية، لأنه لكل تحديث لحل مصفوفة الانتقال فإن

المعالِج يعمل تتابعيًا على زيادات الدوران الزاويّ المُدخلة بترتيب ثابت. وهذا قد لا يتوافق مع التتابع المرتب للزمن الفعلي والذي فيه تتراكم الزوايا في المركَبة. أخطاء التبديل بالتالي يمكن أن تنشأ باشتقاق وضع المركَبة، وعلى وجه الخصوص عندما تخضع لمُدخَلات أسطوانية أو تكرارية مثل الحركة المخروطية، التي يمكن أن تؤدي إلى انجراف تقويم مصفوفة الانتقال. ويمكن التقليل من أخطاء الانتقال هذه عن طريق خفض حجم تزايد الزاوية المتضمَّنة في كل حوسبة. سيتم تغطية موضوع الحركة المخروطية بإيجاز في القسم التالي.

2- **التكامل (integration):** تنشأ الأخطاء في التكامل بسبب استخدام حلول التقريب المنفصل للعملية المتصلة والمعادلات التي ليس لها حل تحليلي. ويتم التقليل من هذه الأخطاء باستخدام خوارزميات تكامل متطورة (على سبيل المثال خوارزميات رونج–كوتّا من الدرجة الرابعة) وعن طريق زيادة معدل التحديث.

3- **التدوير (round-off):** هذه الأخطاء هي نتيجة التحليل المحدود للبيانات وتدوير الحسابات إلى قيمة البِتْ(*) (bit) الأقل أهمية. وهذا يجعل خطأ المشي العشوائي بأن يتزايد في حسابات متعددة. وتُستخدَم طريقة المضاعَفة البالغة الدقة (double-precision) 32 بِتْ للعمليات الحرجة للتقليل من هذه الأخطاء.

4- **التكميم (quantisation):** هذه الأخطاء تنشأ من عملية تحويل المُخرَجات التماثلية للمستشعرات إلى زيادات منفصلة يمكن إدخالها كسلسلة من النبضات في الكمبيوتر الرقمي. طريقة التكميم هذه تجعل المُدخَلات إلى الكمبيوتر بأن تتخلَّف دائمًا عن مُخرَجات المستشعر. القيمة المتوسطة للتكميم (أو خطأ تخزين المستشعر) هي نصف زاوية التكميم. وهذه المعلومات لا تُفقَد بل يتم

(*) البِتْ (bit) هو اختصار binary digit ويعني رقماً ثنائياً (المترجم).

استقبالها في دورة التحديث اللاحقة وتؤدي إلى شوشرة كمية في المُخرَجات التي تحتاج إلى نمذجة من أجل الأداء الأفضل. ويتم التقليل من هذه الأخطاء عن طريق خفض زاوية التكميم والنمذجة الرياضية.

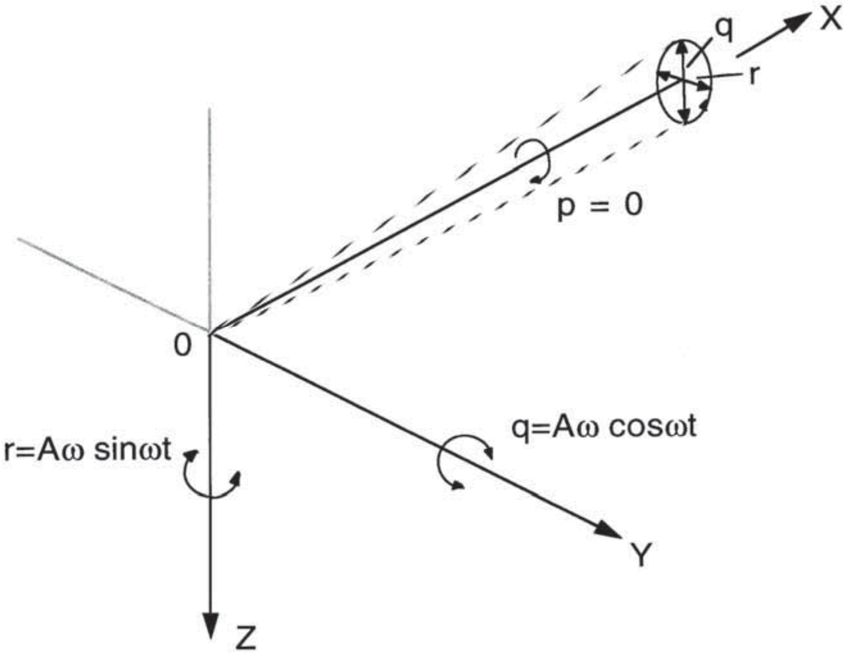
4.3.5 الحركة المخروطية Coning motion

ما يلي هو شرح مختصر للحركة المخروطية من حيث أهميتها كمصدر محتمل للخطأ. تنشأ الحركة المخروطية من إخضاع المركَبة لذبذبات زاويّة من نفس التردد حول محورين متعامدين بفرق طور 90o بين الحركتين. وحركة المحور الثالث المتعامد للمركَبة يصف سطح المخروط – ومن هنا جاء مصطلح الحركة المخروطية (انظر الشكل (29.5)). افترض أن الحركة المقاسة بواسطة الجيروات هي كالتالي:

$$p = 0 \text{ ، و } q = A\omega\cos\omega t \text{ ، و } r = A\omega\sin\omega t$$

بالرجوع إلى المعادلة (5.21) فإن:

$$\dot{\theta} = q\cos\Phi - r\sin\Phi$$



الشكل (29.5): الحركة المخروطية.

بافتراض أن حالة الاستقرار لزوايا يولر هي أن جميعها تساوي صفراً، وأن θ و Φ هما زاويتان صغيرتان، فإن:

$$\dot{\theta} = q = A\omega \cos \omega t$$

بالتكامل نحصل على:

$$\theta = A \sin \omega t$$

بالرجوع إلى المعادلة (5.20) نجد:

$$\dot{\Phi} = p + q \sin \Phi \tan \theta + r \cos \Phi \tan \theta$$

وعندما تكون الزوايا صغيرة فإن $\sin \Phi = \Phi$، و $\tan \theta = \theta$، و $\cos \Phi = 1$ تقريبًا، وبإهمال حدود الدرجة الثانية نحصل على:

$$\dot{\Phi} = r\theta = A\omega \sin \omega t \cdot \sin \omega t$$

$$\therefore \;\; \dot{\Phi} = \frac{A^2 \omega}{2}(1 - \cos 2\omega t) \qquad (5.38)$$

وبهذا، فإن القيمة المتوسطة لسرعة الدوران المقوَّمة هي:

$$\dot{\Phi} = \frac{A^2 \omega}{2} \qquad (5.39)$$

تأثير الحركة المخروطية حول محورين متعامدين للجيرو السرعي ذي كمية التحرك الزاويّ، يؤدي إلى توليد انجراف مقوَّم نتيجة انحرافات الجيمبال عن الموضع الصفري بسبب قيود عرض الحزمة في عُرى ميزان عزم الدوران. في هذه الأحوال، قد يكون من الضروري حساب الحركة المخروطية وتطبيق تصحيح على مُخرَجات المستشعر.

وفي حالة نظام المنصة المستقرة، من الممكن عزل الجيروات عن حركة هيكل الطائرة بواسطة عُرى مؤازر جيمبال عالية الأداء مصممة بشكل مناسب ومقترَنة بالاستقرار المتأصل الممنوح بواسطة القصور الذاتي للعنصر المستقر. ودرجة العزل التي يتم تحقيقها مصممة لخفض الانجراف المقوَّم المخروطي إلى نسب قابلة للإهمال.

ويجب التأكيد أن الأخطاء الناتجة بواسطة الحركة المخروطية في أنظمة التثبيت المُحكَم تنشأ أساسًا عن أخطاء في حوسبة شكل الحركة نتيجة الخاصية غير التبديلية للدورانات الزاويّة.

مثلاً، الحركة المخروطية الدائرية الناتجة من حركات زاويّة بسعة 1^{o} وتردد 1 kHz مقاسة بواسطة جيروات بخطأ عامل قياس 0.01 في المئة تؤدي إلى سرعة انجراف مقوَّمة تساوي:

$$\frac{0.01}{100}\times\frac{1}{2}\times\left(\frac{1}{57.3}\right)\times2\pi\times1\times57.3\times60\times60$$ درجة لكل ساعة،

أيْ 0.02^{o} لكل ساعة، وهي كبيرة في نظام الملاحة بالقصور الذاتي.

5.3.5 الوضع بالنسبة إلى المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية

Attitude with respect to local North, East, Down axes

1.5.3.5 المقدمة Introduction

إن زاويتي الانحدار والميل الجانبي للطائرة مطلوبتان بالنسبة إلى سطح المستوى المحلي، أي السطح العمودي على الرأسي المحلي، المُعرَّف كخط خلال الطائرة إلى مركز الأرض.

وزاوية اتجاه الطائرة مطلوبة عادة بالنسبة إلى الشمال الحقيقي، أي اتجاه خط الزوال المحلي الذي يشير نحو القطب الشمالي. (خط الزوال عبارة عن دائرة حول الأرض تمر خلال القطبين الشمالي والجنوبي والموضع الحالي للطائرة).

وبذلك فإنه من الضروري تحويل البيانات المشتقة بالجيرو، التي هي بالنسبة إلى محاور القصور الذاتي، إلى إطار المحور المرجعي الأرضي.

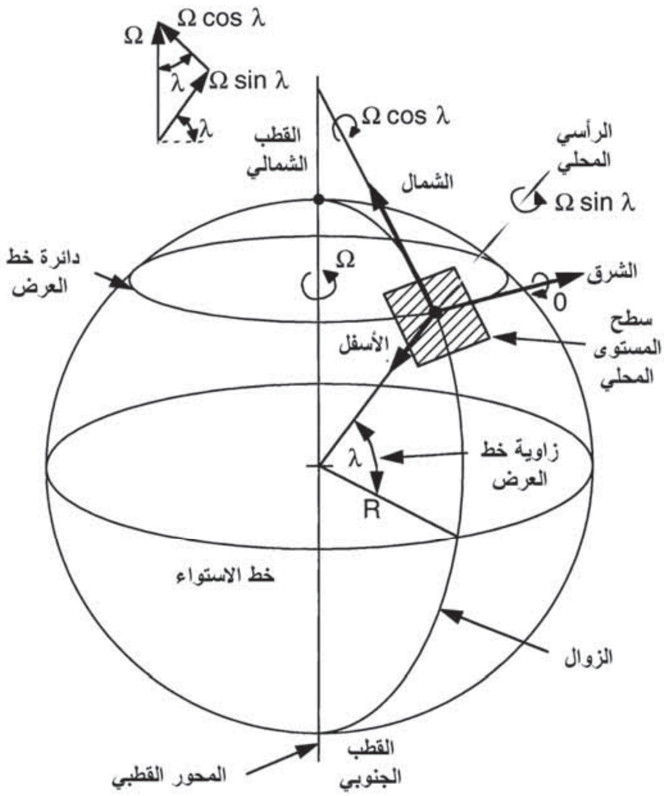
هناك ثلاثة مراجع اتجاهية أساسية تُستخدَم لاصطفاف النظام المرجعي للوضع/الاتجاه أو نظام الملاحة بالقصور الذاتي. وهذه تتكون من:

1- متجه تسارع الجاذبية الأرضية – يتم استشعاره بواسطة مقاييس التسارع ويتيح تحديد الرأسي المحلي.

2- متجه السرعة الزاويّة للأرض – يمكن قياسه بواسطة الجيروات، شريطة أن تكون ذات دقة كافية، ويتيح تحديد اتجاه الطائرة بطريقة تُعرَف باسم "تحديد الاتجاه بالجيرو" (gyro compassing). سيتم توضيح أن اتجاهًا بدقة 0.1^{o}، على أيّ حال، يتطلب بأن يكون عدم اليقين في انحياز الجيرو أقل من 0.01^{o} لكل ساعة. هذه التقنية بالتالي غير مناسبة للنظام المرجعي للوضع والاتجاه الذي يستخدِم جيروات ذات دقة أقل.

3- المجال المغناطيسي للأرض – وهذا يتيح تكوين مرجع اتجاهي بشكل عام إلى دقة ضمن 0.7^{o} عند خطوط العرض الأقل من 60^{o} شمال أو جنوب خط الاستواء.

يوضح الشكل (30.5) الإطار الأساسي للمحور المرجعي الأرضي، عادة يشار إليه باسم "إطار محور المستوى المحلي التابع للشمال" (local level, North slaved axis frame) أو "المحاور الشمالية، والشرقية، والسفلية".



الشكل (30.5): مركِّبات سرعة دوران الأرض.

2.5.3.5 تصحيحات السرعة الزاويّة لدوران الأرض

Angular rate corrections for the earth's rotation

يبيّن الشكل (30.5) والرسم الجانبي المرافق له متجه السرعة الزاويّة للأرض، Ω، الذي يمكن تحليله إلى مركِّبتين:

أ- مُركِّبة حول المحور الذي يشير إلى الشمال وتساوي $\Omega\cos\lambda$، حيث λ زاوية خط العرض عند موضع الطائرة.

هذا التصحيح يجب تطبيقه على "الجيرو الرأسي" لمعالجته حول المحور الذي يشير إلى الشمال في حالة نظام المنصة المستقرة. وفي حالة نظام التثبيت المُحكَم فإن التصحيح يتم تطبيقه ضمن الكمبيوتر. كمثال، عند خط

العرض $51^o30'$ شمالاً (منطقة لندن)، فإن مُركِّبة سرعة الأرض حول محور الشمال تساوي $15\cos 51^\circ30'$ درجة لكل ساعة، وتساوي 9.3377^o لكل ساعة (حيث $\Omega = 15^o$ لكل ساعة).

ب- مُركِّبة حول المحور الرأسي المحلي وتساوي $\Omega \sin\lambda$.

هذا التصحيح يجب تطبيقه على "الجيرو السمتي" في حالة نظام المنصة المستقرة، إذا كانت الرغبة هي الحفاظ على المنصة لكي تشير إلى الشمال. وفي حالة نظام التثبيت المُحكَم فإن التصحيح يتم تطبيقه ضمن الكمبيوتر.

يجب ملاحظة أن هناك مُركِّبة صفرية للسرعة الزاويّة للأرض حول المحور الذي يشير إلى الشرق، وهذا يشكِّل أساس تقنية اصطفاف تحديد الاتجاه بالجيرو الذي سيتم شرحه لاحقًا.

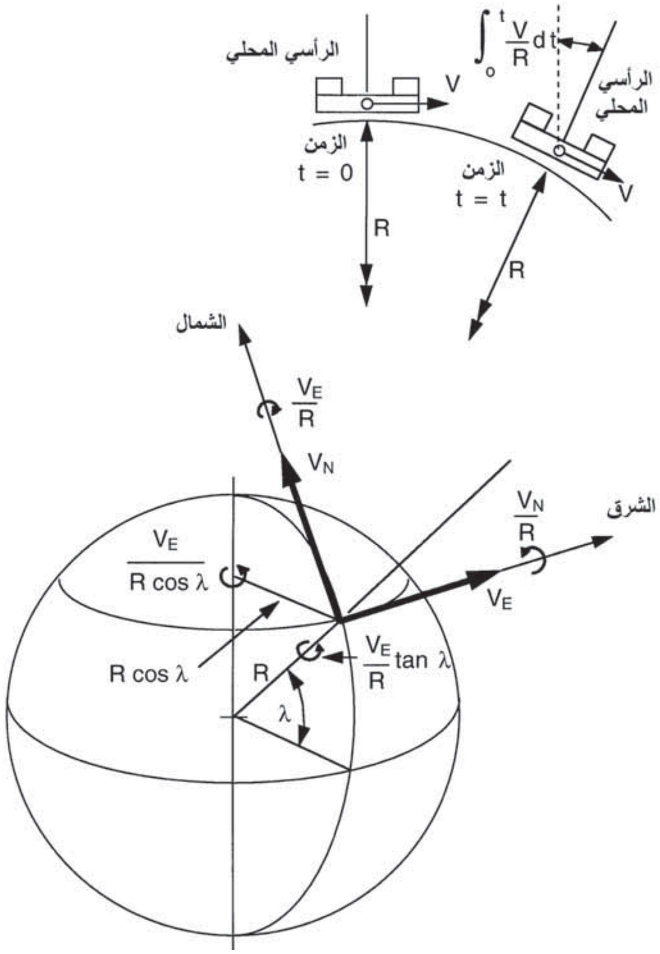
3.5.3.5 تصحيحات سرعة المركَبة Vehicle rate corrections

يوضح الشكل (31.5) كيفية دوران الرأسي المحلي في الفضاء عند طيران الطائرة فوق سطح الأرض لأن الأرض كروية. سرعات الدوران الزاويّة للرأسي المحلي بالنسبة إلى محاور القصور الذاتي تساوي:

V_N/R حول المحور الذي يشير إلى الشرق، حيث V_N المُركِّبة الشمالية لسرعة المركَبة و R نصف قطر الأرض.

V_E/R حول المحور الذي يشير إلى الشمال، حيث V_E المُركِّبة الشرقية لسرعة المركَبة.

هاتان السرعتان الزاويّتان يُشار إليهما بأنهما سرعتا المركَبة. وبهذا فإنه من الضروري معالجة الجيرو الرأسي حول محوره الذي يشير إلى الشرق ومحوره الذي يشير إلى الشمال عند السرعتين الزاويّتين V_N/R و V_E/R على التوالي للحفاظ على المنصة في مستوى محلي. وفي حالة نظام التثبيت المُحكَم فإن تصحيحات سرعة المركَبة يتم إجراؤها ضمن الكمبيوتر.



الشكل (31.5): سرعات المركَبة.

هذا المقدار لحدود تصحيح سرعة المركَبة يمكن معرفته بسهولة من خلال التعبير عن سرعة الطائرة بوحدات العقدة (ميل ملاحي/ساعة) (nautical mile (NM)/hour) مع تذكُّر أن الميل الملاحي الواحد يساوي دقيقة قوسية واحدة عند سطح الأرض.

على سبيل المثال، طائرة سرعتها الأرضية 600 عقدة وزاوية مسارها 30^o، فإن لها مُركِّبة سرعة شمالية $V_N = 600\cos 30^\circ$، أيْ 519.615 عقدة، ومُركِّبة سرعة شرقية $V_E = 600\sin 30^\circ$، أيْ 300 عقدة.

وبالتالي، يتطلب تصحيح للسرعة بمقدار $\frac{519.615}{60}$، أي 8.66° لكل ساعة، حول المحور الشرقي، و $\frac{300}{60}$، أي 5° لكل ساعة، حول المحور الشمالي للحفاظ على المنصة (الحقيقية، أو التقديرية في حالة نظام التثبيت المُحكَم) في مستوى محلي.

ويمكن استخدام مصدر خارجي للسرعة مثل رادار دوبلر (Doppler radar)، أو بيانات جوية أقل دقة، لاشتقاق مُركّبتي السرعة الشمالية والشرقية لحدود تصحيح سرعة المركَبة. مركّبتا السرعة المشتقتان بواسطة رادار دوبلر أو البيانات الجوية يتم تجميعها عادة مع مُركّبات السرعة المشتقة بالقصور الذاتي من مقاييس التسارع، كما سيتم شرحه لاحقًا.

استخدام الجيروات ومقاييس التسارع ذات الدقة العالية جدًا يتيح اشتقاق المُركّبات مباشرة من مقاييس التسارع وتغذيتها خلفيًا لتصحيح المرجع الرأسي لكي تشكّل نظام توليف شولر، وسيتم شرح ذلك في الفصل القادم.

وهناك أيضًا تصحيح لسرعة المركَبة، $(V_E / R)\tan\lambda$، حول المحور الرأسي المحلي (إلى أسفل) الذي يجب تطبيقه على الجيرو السمتي للحفاظ على المرجع الشمالي. يبيّن الشكل (31.5) أيضًا الحدود الثلاثة لتصحيح سرعة المركَبة، V_N/R، و V_E/R، و $(V_E / R)\tan\lambda$. يتم اشتقاق الحد $(V_E / R)\tan\lambda$ بتحليل مُركّبة سرعة المركَبة حول المحور القطبي للأرض، $(V_E /(R\cos\lambda))$، خلال زاوية خط العرض. أي أن:

$$\frac{V_E}{R\cos\lambda}\cdot\sin\lambda = \frac{V_E}{R}\cdot\tan\lambda$$

ويمكن ملاحظة أن الحد $(V_E / R)\tan\lambda$ يزداد سريعًا عند زوايا خط العرض العالية ويصبح لانهائياً عند القطبين عندما $\lambda = 90^{\circ}$. وتُستخدَم أنظمة إحداثية بديلة للتغلب على هذا التقييد عند زوايا خط العرض العالية (الأكبر من

75^o). وهذا سيتم شرحه في الفصل القادم. الجدير بالذكر أن هذا الحد يُشار إليه عادة باسم "حد تقارب خط الزوال" (meridian convergence term).

4.5.3.5 المراقبة الرأسية Vertical monitoring

كما أُشِير في المقدمة، فإن المرجع الرأسي الأساسي هو متجه الجاذبية الأرضية. ويمكن بهذا جعل المنصة (الحقيقية أو التقديرية) أن تصطف مبدئيًا في مستوى محلي باستخدام مقاييس تسارع المنصة لقياس أخطاء الميلان عن الرأسي المحلي. وتعمل مقاييس التسارع في هذه الحالة كمستويات إحساس. وهذا يفترِض بأن المعالجة يتم إجراؤها عندما تكون الطائرة مستقرة على الأرض، أو في طيران مستقيم ومستوٍ بسرعة ثابتة وأن الطائرة لا تتسارع. ومع ذلك، فإن أيّ تسارع للطائرة قد يجعل مقاييس التسارع بأن تُعرِّف الرأسي المنحرف أو "الديناميكي" لأن مقاييس التسارع لا تستطيع أن تميِّز بين مُركِّبة الجاذبية الأرضية ومُركِّبة التسارع.

النظام المرجعي الرأسي النموذجي، باستخدام جيروات بانجراف قابل للإهمال أو عدم يقين في الانحياز بمجرد اصطفافها الابتدائي مع الرأسي المحلي، يمكن أن يستمر في قياس وضع الطائرة بالنسبة إلى الرأسي المحلي باستخدام الجيروات بمفردها، على افتراض أن تصحيحات سرعة الأرض وسرعة المركَبة تم تطبيقهما بدون أخطاء. في الواقع العملي، على أيّة حال، فإن انجراف وأخطاء الجيرو في تطبيق الحدود الضرورية للتصحيح قد تتسبب في الزيادة المتدرجة في الخطأ الرأسي إذا لم يتم دمج وسيلة ما لمراقبة الخطأ الرأسي وتطبيق التغذية الخلفية الصحيحة. وفي الواقع، تُستخدم دائمًا تسوية بين قياسات مقياس التسارع وقياسات الجيرو للرأسي.

الفصل القادم يشرح كيف أن نظام توليف شولر يتيح لنظام ملاحة بالقصور الذاتي بالحفاظ على مرجع رأسي دقيق جدًا، بصرف النظر عن تسارع الطائرة (ارجع إلى القسم 1.2.6).

تستخدِم الأنظمة المرجعية للاتجاه/الوضع مصدرًا مستقلاً لسرعة الطائرة مثل رادار دوبلر، أو (بدقة أقل) نظام البيانات الجوية، لمراقبة المرجع الرأسي. يتم اشتقاق مُركِّبات سرعة الطائرة من مقاييس تسارع الأنظمة المرجعية للاتجاه/الوضع بنفس طريقة نظام الملاحة بالقصور الذاتي، وتُستخدَم بعد ذلك فروق السرعة لتصحيح المرجع الرأسي. هذه الطريقة تُعرَف باسم "مزج دوبلر (أو البيانات الجوية)/السرعة القصورية الذاتية" (Doppler (or air data)/inertial velocity mixing)، وسيتم شرحها في الفصل القادم (القسم 3.4.6).

5.5.3.5 المراقبة السمتية Azimuth monitoring

تتيح الجيروات ومقاييس التسارع ذات الدقة العالية جدًا، الضرورية لتوليف شولر، استخدام تحديد الاتجاه بالجيرو لاصطفاف المرجع الاتجاهي إلى حدود 0.1^o من الشمال الحقيقي. وتتيح سرعة انجراف الجيرو المنخفضة جدًا الحفاظ على مرجع اتجاهي دقيق لعدة ساعات بدون مراقبة. سيتم شرح تحديد الاتجاه بالجيرو في الفصل القادم (القسم 3.2.6).

الجيرو المستخدَم في أيّ نظام مرجعي للاتجاه/الوضع له سرعة انجراف عالية جدًا من أجل أن يكون تحديد الاتجاه بالجيرو فاعلاً للاصطفاف المبدئي. وبمجرد الاصطفاف، فإن دقة الاتجاه ستنخفض أيضًا مع الزمن بسبب سرعة انجراف الجيرو التي يمكن أن تتراوح ما بين 5^o لكل ساعة إلى 0.1^o لكل ساعة، وذلك اعتمادًا على درجة دقة النظام المرجعي للوضع/الاتجاه. ويُستخدَم مرجع اتجاهي مغناطيسي للاصطفاف الابتدائي ولتوفير مراقبة طويلة المدى للاتجاه عن طريق تجميع اتجاه الجيرو مع الاتجاه المغناطيسي. سيتم شرح هذا في الفصل القادم (القسم 3.4.6).

6.3.5 مقدِّمة عن الترشيح المتتام

Introduction to complementary filtering

مزج سرعة القصور الذاتي يستغل تقنية الترشيح المتتام (complementary mixing) لتجميع البيانات من مصدرين مستقلين للمعلومات. والأمثلة الأخرى تتضمن:

- تجميع مرجع اتجاهي مغناطيسي مع مرجع اتجاهي جيروي.
- تجميع الارتفاع المقاس بارومتريًا أو الارتفاع المقاس بمقياس الارتفاع الراداري مع الارتفاع المشتق بالقصور الذاتي.

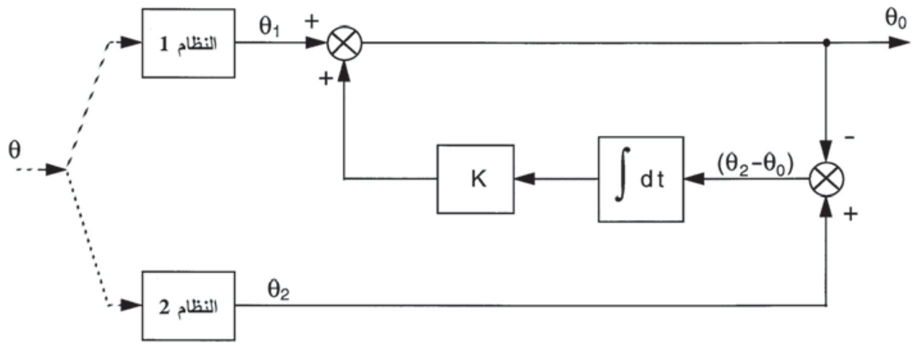
وتُستخدَم عادة أنظمة مزج متطورة توظف مرشحات كالْمان (Kalman filters) للتحكُّم في كسب عُرى المزج، وخصوصًا من حيث قدرة الحوسبة، متوفرة الآن لتنفيذ مثل هذه الأنظمة.

من المناسب عند هذه المرحلة مناقشة المبادئ الأساسية للترشيح المتتام. تُستخدَم أنظمة مزج بسيطة من الدرجة الأولى كمثال للحفاظ على الرياضيات بصيغة بسيطة نسبيًا. ويمكن بعد ذلك معرفة الارتفاع إلى الأنظمة الأكثر فاعلية بحالات كسب متغيرة للمزج مثل الدرجة الثانية، والدرجة الثالثة، والدرجة الرابعة، وما فوق.

في هذا المثال البسيط، نفترض أن مُخرجَي نظامين مستقلين يقيسان الكمية θ هما على التوالي θ_1 و θ_2، وخصائصهما هي على النحو التالي:

θ_1 لها محتوى شوشرة منخفض واستجابة سريعة للتغير في θ. وهي أيضًا خاضعة للانجراف مع الزمن.

θ_2 لها محتوى شوشرة عالٍ إلا أن لها دقة جيدة طويلة المدى.



الشكل (32.5): نظام مزج بسيط من الدرجة الأولى.

طريقة تجميع المصدرين بنظام مزج بسيط من الدرجة الأولى موضحة في الرسم التخطيطي في الشكل (32.5). ويمكننا أن نرى من الشكل (32.5) أن:

$$\theta_0 = \theta_1 + K\int(\theta_2 - \theta_0)dt \tag{5.39}$$

ومنها نحصل على:

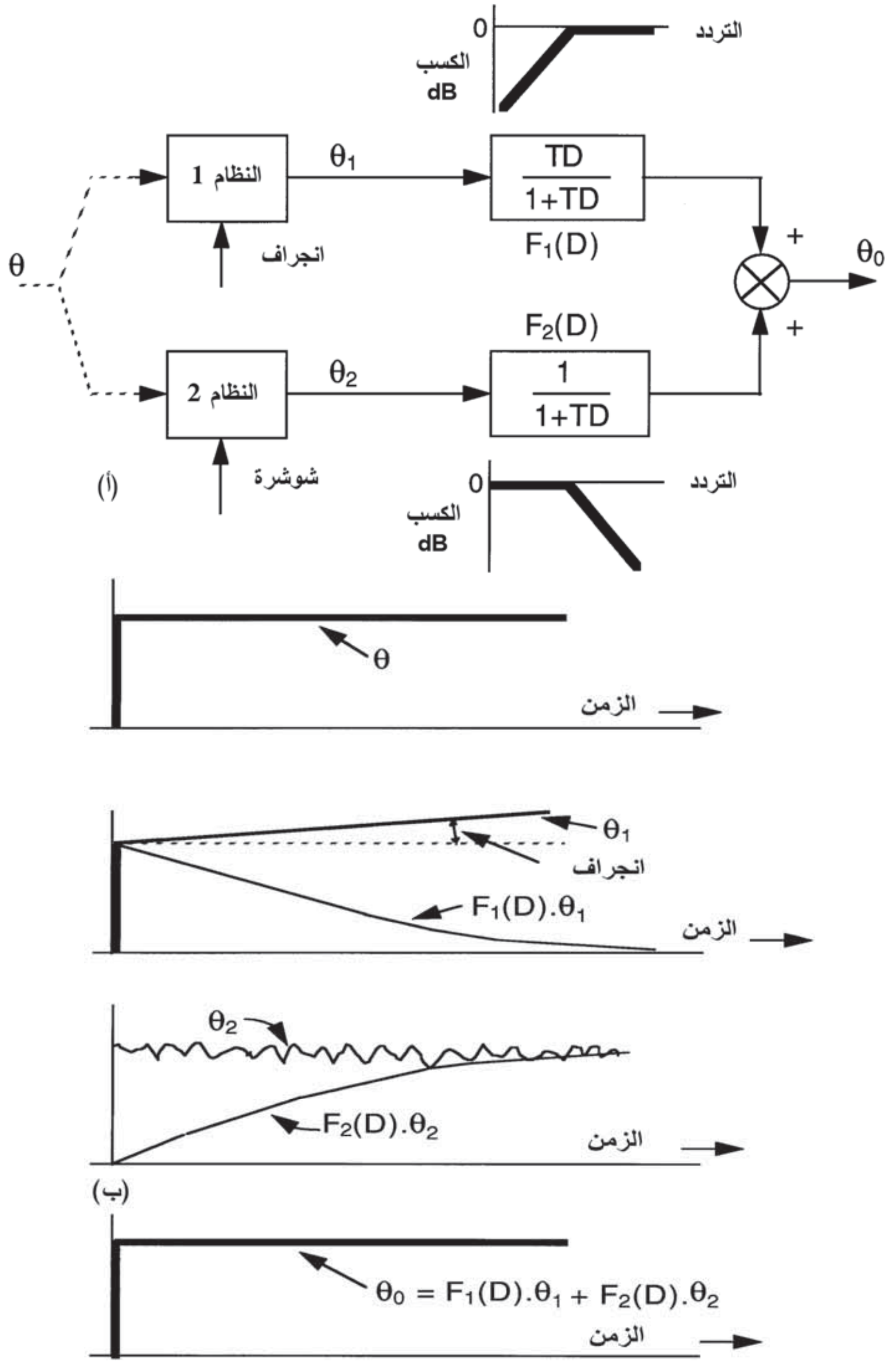
$$\theta_0 = \frac{TD}{1+TD}\theta_1 + \frac{1}{1+TD}\theta_2 \tag{5.40}$$

حيث $T = 1/K$. أي أن:

$$\theta_0 = F_1(D)\theta_1 + F_2(D)\theta_2 \tag{5.41}$$

حيث $F_1(D) = \frac{TD}{1+TD}$ دالة الانتقال لمرشح الإمرار العالي ذي الدرجة الأولى (أو "مرشح الجرف" (wash-out filer)) و $F_2(D) = \frac{1}{1+TD}$ دالة الانتقال لمرشح الإمرار المنخفض ذي الدرجة الأولى.

يبيِّن الشكلان (33.5)(أ) و (ب) فكرة العمل الأساسية واستجابة عناصر النظام المختلفة لمُدخَل درَجِي في θ.



الشكل (33.5): الترشيح المتتام.

المُخرَج θ_0 هو بالتالي حاصل جمع مركِّبتين:

أ- الكمية θ_1 مقترنة خلال مرشح إمرار عالٍ بسيط بدالة انتقال $F_1(D)=\frac{TD}{1+TD}$ تقوم بتمرير تغيُّرات ديناميكية في θ بدون تخلُّف، ولكن، لديها مُخرَجاً صفرياً عند التيار المباشر. والانجراف الثابت، بالتالي، معاق بالتيار المباشر وليس له تأثير في θ_0. التغيُّر في الانجراف، على أيّة حال، سيؤدي إلى تغيُّير انتقالي في θ_0.

ب- الكمية θ_2 مقترنة خلال مرشح إمرار منخفض بسيط بدالة انتقال $F_2(D)=\frac{1}{1+TD}$ تقوم بترشيح الشوشرة الموجودة في θ_2، ولكنها تحافظ على دقة التيار المباشر.

يقوم المُخرَج θ_0 بهذا بإعادة إنتاج المُدخَل θ من حاصل جمع المُخرَجَين المرشحَين المتتامَّين θ_1 و θ_2 بدون تخلُّف، وبمحتوى شوشرة منخفض.

والانجراف الثابت في θ_1 معاق بالتيار المباشر إلا أنه سيولِّد حالة استقرار معادَلة في θ_0 لإرجاع هذا الانجراف. لإزالة هذا التعادل يُتَطلَّبُ حدٌّ تكاملٍ مماثلٍ يؤدي إلى نظام من الدرجة الثانية. والأخطاء الأخرى مثل أخطاء الانحياز قد تتطلب حدَّ تكاملٍ ثالثاً، يتم إضافته إلى النظام لتؤدي إلى نظام مزج من الدرجة الثالثة، وهكذا.

يمكننا أن نرى من هذا المثال البسيط أن المُخرَج المرشَّح المتتام أرفع ميزة لكلٍّ من المصدرين على حِدة.

Further reading قراءات إضافية

AGARD Lecture Series No. 95, *Strap-Down Inertial Systems*.

Bergh, R. A. "Dual-ramp Closed-loop Fiber-optic Gyroscope." *Proceedings of SPIE*: vol. 1169 (1989), pp. 429–439.

Ebberg, A. and G. Schiffner, "Closed-Loop Fiber-Optic Gyroscope with a Sawtooth Phase Modulated Feedback." *Optics Letters*: vol. 10, no. 6, June 1985, pp. 300–302.

Lefèvre, Hervé. *The Fiber Optic Gyroscope*. Boston, MA: Artech House, 1993. (Artech House Optoelectronics Library)

Lefèvre, Hervé [et al.]. "High Dynamic Range Fiber Gyro with all-digital Processing." *Proceedings of SPIE*: vol. 1367, nos. 70–80, 1990.

Matthews, A. "Fiber Optic Based Inertial Measuring Unit: Fiber Optic Systems for Mobile Platforms III." *Proceedings of SPIE*: vol. 1173,1989.

Page, J. L. Multiplexed Approach to the Fiber Optic Gyro Inertial Measuring Unit: OE/FIBERS 1990 SPIE Conference, San Jose, California, September 1990.

Ribes, M., G. Spahlinger and M. W. Kemmler. "0.1°/hr DSP-Controlled Fiber Optic Gyroscope." *Proceedings of SPIE*: vol. 2837, 1996, pp. 199–207.

Sanders, G.A. [et al.]. *Progress in High Performance Fiber Optic Gyroscopes*. 116/OWB1-1: Selected topics in advanced solid state a fiber optic sensors, 2000.

Siouris, George M. *Aerospace Avionics Systems: A Modern Synthesis*. San Diego: Academic Press, 1993.

Wrigley, Walter, Walter M. Hollister, and William G. Denhard. *Gyroscopic Theory, Design, and Instrumentation*. Cambridge, MA: M.I.T. Press, [1969].

الفصل السادس

أنظمة المِلاحة

Navigation Systems

1.6 المقدمة والمبادئ الأساسية

Introduction and basic principles

1.1.6 المقدمة Introduction

إن تعريف القاموس للملاحة هو الأفضل:

المِلاحة – "هي فعل، أو علم، أو فن توجيه حركة سفينة أو طائرة".

المِلاحة بهذا تتضمن كلاً من التحكُّم بخط الطيران والإرشاد لمهمتها. وقياس وضع الطائرة بالنسبة إلى المستوى الأفقي من حيث زاويتي الانحدار والميل الجانبي واتجاهها، أي الاتجاه الذي تشير إليه في المستوى الأفقي بالنسبة إلى الشمال، ضروري لكلٍّ من التحكُّم والإرشاد.

هذه المعلومات تعتبر هامة للطيار من أجل الطيران بالطائرة في جميع أحوال الطقس الجوي، بما في ذلك تلك التي تكون فيها الرؤية العادية للأفق والمعالم ضئيلة أو منعدمة، على سبيل المثال في الظروف الضبابية والغائمة، والطيران في السحب، والطيران الليلي. معلومات الوضع والاتجاه أيضًا ضرورية لأنظمة إلكترونيات الطيران الهامة التي تتيح للطاقم تنفيذ مهمة الطائرة. هذه الأنظمة تتضمن نظام الطيار

الآلي (مثلاً، أنماط ضبط الوضع والاتجاه attitude and heading hold modes)، والهبوط الآلي، الخ)، ونظام الملاحة، ونظام تصويب الأسلحة. وهذه المعلومات أيضًا مطلوبة لتوجيه حزم الرادار ومستشعرات الأشعة تحت الحمراء.

المعرفة الدقيقة لموضع الطائرة بدلالة إحداثياتها لخطوط العرض/الطول، وسرعتها الأرضية، وزاوية مسارها، وارتفاعها، وسرعتها الرأسية ضرورية، أيضًا على حدٍّ سواء لملاحة الطائرة.

سيتم فيما يلي شرح الحاجة إلى ملاحة دقيقة وعالية السلامة بإيجاز:

للطائرات المدنية، فإن كثافة الحركة الجوية على المسارات الجوية الرئيسية تتطلب بأن تطير الطائرة في دهليز معيّن أو "أنبوب في السماء"، وهذه المسارات الجوية تم تعريفها من قِبَل "سلطات مراقبة الحركة الجوية" (Air Traffic Control Authorities). ولا يتوجَّب فقط من الطائرة أن تتبع خط الطيران ثلاثي الأبعاد المحدد لها بدقة عالية، بل أيضًا أن يكون هناك بُعد رابع، أيْ بُعد الزمن، لأن زمن وصول الطائرة يجب أن يتوافق مع الشق الزمني المحدد.

أنظمة الملاحة عالية الدقة بالتالي ضرورية وتُشكل جزءًا مهمًّا من نظام إدارة الرحلة. سيتم تغطية هذا في الفصل الثامن.

للعمليات العسكرية، فإن أنظمة المِلاحة الدقيقة جدًا ضرورية لتمكين الطائرة من الطيران منخفضة، وأن تستغل حجب التضاريس عن رادارات العدو، ولتفادي الدفاعات المعروفة، وعلى وجه الخصوص للتمكن من إصابة الهدف في الوقت المحدد. وتطير الطائرة سريعًا ومنخفضة جدًا بحيث لا يتمكن الطيار من رؤية الهدف حتى تكون الطائرة بالقرب منه. وقد تكون هناك عندئذ حوالى ست إلى عشر ثواني لإحراز الهدف، والتصويب وإطلاق الأسلحة. وبهذا فإنه من الضروري معرفة موضع الطائرة بالقرب من مجال الهدف ضمن دقة 100 متر. هذا يتيح حوسبة خط بصر الهدف باستمرار (بمعرفة إحداثيات الهدف، بما في ذلك ارتفاع الهدف وارتفاع

الطائرة) وإظهار رمز معلم علامة الهدف على شاشة الرأس المرتفع. وهذا ينبغي أن يكون بالقرب من الهدف ويقوم الطيار بعد ذلك بإمالة رمز العلامة ليتطابق تمامًا فوق الهدف. وهذا يصحح الأخطاء ويستهل عملية تصويب السلاح.

استخدام الأسلحة المباعِدَة التي تنطلق من على بُعد عدة كيلومترات عن الهدف يتطلب أيضًا المعرفة الدقيقة بموضع الطائرة لتشغيل نظام توجيه المسار المتوسط للصاروخ بالقصور الذاتي. (يتحقق طور التسكين الطرفي بنظام باحث راداري مناسب يعمل بالأشعة تحت الحمراء أو الميكروويف).

من الواضح أن سلامة نظام الملاحة ينبغي أن تكون عالية جدًا في كل من الطائرات المدنية والعسكرية لأن أخطاء الملاحة الكبيرة يمكن أن تخاطر بسلامة الطائرة.

وهناك طريقتان أساسيتان للملاحة، هما تقدير الموقع حسابيًا (dead reckoning (DR)) وتحديد الموقع (position fixing). وكِلا النظامين يُستخدَمان لتحقيق السلامة الضرورية.

وكما شُرِح بإيجاز في الفصل الأول، فإن الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا هي عملية حوسبة مستمرة لموضع المركَبة مع تقدُّم الرحلة من معرفة نقطة البداية للموضع وسرعة المركَبة واتجاه الحركة والزمن المنقضي. وهي أساسًا عملية تزايدية للتقدير المستمر للتغيرات الحادثة وتحديث تقدير الموضع الحالي وفقًا لذلك.

الأنواع الأساسية لأنظمة تقدير الموقع حسابيًا المحمولة جوًّا مصنَّفة أدناه على أساس الطريقة المستخدَمة لاشتقاق مُركِّبات سرعة الطائرة. هذه الأنظمة وفقًا لدرجة الدقة المتزايدة هي كالتالي:

1- **الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا المستندة إلى البيانات الجوية:** تشتمل المعلومات الأساسية على السرعة الجوية الحقيقية (من كمبيوتر البيانات الجوية) مع سرعة واتجاه الرياح (المتوقعة أو المُقدَّرة) واتجاه الطائرة من النظام المرجعي للوضع والاتجاه.

2- **رادار دوبلر/الأنظمة الاتجاهية المرجعية:** هذه الأنظمة تستخدِم نظام مستشعر السرعة برادار دوبلر لقياس السرعة الأرضية للطائرة وزاوية الانجراف. ويتم توفير اتجاه الطائرة من النظام المرجعي للوضع والاتجاه.

3- **أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي:** هذه الأنظمة تشتق مُركِّبات سرعة الطائرة عن طريق تكامل المُركِّبات الأفقية لتسارع الطائرة بالنسبة إلى الزمن. ويتم حوسبة هذه المُركِّبات من مُخرَجات الجيروسكوبات ومقاييس التسارع ذات الدقة العالية جداً، التي تقيس الحركة الزاويّة والخطية للطائرة.

4- **أنظمة دوبلر للملاحة بالقصور الذاتي:** هذه الأنظمة تجمع بين مُخرَجات دوبلر ومُخرَجات الملاحة بالقصور الذاتي، عادة بواسطة مرشحات كالْمان، لتحقيق الدقة الزائدة للملاحة بتقدير الموقع حسابيًا.

النظام الأساسي للملاحة بتقدير الموقع حسابيًا، الذي يُعتبر أيضًا المصدر الأساسي للمعلومات الدقيقة للوضع والاتجاه، هو نظام الملاحة بالقصور الذاتي. كما يُستخدم أيضًا مصطلح "النظام المرجعي القصوري الذاتي" (inertial reference system (IRS)) في الطائرات المدنية. ويمكن للنظام المرجعي القصوري الذاتي أن يكون له دقة منخفضة للملاحة بالقصور الذاتي إلى حد خطأ 4 ميل ملاحي/ساعة مقارنة بالقيمة 1 إلى 2 ميل ملاحي/ساعة لنظام نموذجي للملاحة بالقصور الذاتي. ودقة الوضع والاتجاه، مع ذلك، لا تزال عالية جدًا. ويُستخدَم مصطلح نظام الملاحة بالقصور الذاتي/النظام المرجعي القصوري الذاتي (INS/IRS) في هذا الفصل لتوضيح أنها متساويان بشكل أساسي.

الميزة الأساسية لأنظمة الملاحة بالقصور الذاتي/المرجعي القصوري الذاتي هي أنها أنظمة توليف شولر. وهذا يتم تحقيقه بالتغذية الخلفية الدقيقة لمُركِّبات سرعة الطائرة في سطح المستوى المحلي بحيث يقوم النظام بتتبع الرأسي المحلي مع حركة الطائرة فوق سطح الأرض. ويتطلب نظام توليف شولر جيروات ومقاييس تسارع دقيقة جدًا وطريقة حوسبة دقيقة. والشيء الحاسم، مع ذلك، هو أنه يتيح اشتقاق مرجع رأسي دقيق جدًا (بدقة خطأ جزء من الدقيقة القوسية) مستقل عن تسارع

الطائرة. ويتم تأسيس المرجع الاتجاهي الدقيق جدًا قبل مرحلة الاصطفاف الابتدائي للإقلاع باستخدام تحديد الاتجاه بالجيرو. وسرعات انجراف الجيرو المنخفضة جدًا (بدقة انجراف أقل من 0.01^o لكل ساعة) تتيح الحفاظ على اتجاه مرجعي دقيق لعدة ساعات.

ويقوم نظام الملاحة بالقصور الذاتي/النظام المرجعي القصوري الذاتي أيضًا باشتقاق متجه سرعة الطائرة بالاقتران مع نظام البيانات الجوية الذي يوفر معلومات الارتفاع البارومتري. وهذه المعلومات مساعدة جدًا للطيار عند عرضها على شاشة الرأس المرتفع (ارجع إلى الفصل الثاني). والمعلومات الدقيقة لمتجه السرعة ضرورية أيضًا لتصويب الأسلحة غير الموجَّهة (المدافع، والقنابل، والصواريخ) في الطائرات العسكرية. إعدادات التثبيت المُحكَم للجيروات ومقاييس التسارع المُستخدَمة حاليًا في الأنظمة الحديثة تتيح لنظام الملاحة بالقصور الذاتي/النظام المرجعي القصوري الذاتي بأن يوفر السرعات الزاويّة للجسم ومُركِّبات التسارع الخطية لنظام التحكُّم بالرحلة.

وبهذا، فإن نظام الملاحة بالقصور الذاتي/النظام المرجعي القصوري الذاتي يعتبر مستشعرًا هامًا لحالة الطائرة لكل من الطائرات المدنية والعسكرية.

الطائرات المدنية الكبيرة العاملة على النقل الطويل، فوق مسارات مائية، لها تجهيزات ثلاثية من الأنظمة المرجعية القصورية الذاتية لضمان التوافر والقدرة على اكتشاف حالات الفشل أو الانحطاط في الأداء بواسطة المقارنة العرضية. وهي أيضًا مستشعرات هامة لنظام التحكُّم بالرحلة الآلي.

الطائرات المدنية الأصغر العاملة على النقل القصير مجهزة بشكل عام في الوقت الحاضر بتجهيزات ثنائية من الأنظمة المرجعية القصورية الذاتية بدقة ملاحة ما بين 2.5 إلى 4 ميل ملاحي/ساعة. الأنظمة الأقل دقة تكلف أقل، لأن زمن طيرانها أقصر، كما أنها تعمل على مسارات مغطاة تمامًا بأنظمة ملاحة راديوية مُعِينَة أرضية. وهي أيضًا مجهَّزة بنظام عالمي لتحديد الموقع الجغرافي الذي يمكن استخدامه لتصحيح النظام المرجعي القصوري الذاتي من خلال مرشح كالْمان.

تقوم عدد من شركات التصنيع في الوقت الحاضر بتوفير وحدة واحدة مجمَّعة من نظام البيانات الجوية والنظام المرجعي القصوري الذاتي تعرَف باسم "نظام البيانات الجوية المرجعي القصوري الذاتي" (air data inertial reference system (ADIRS)). هذا النظام له عدد من المميزات مثل التكلفة المنخفضة، والوزن المنخفض، ويشغل حيِّزًا أقل. ويتطلب علبة واحدة فقط مع إلكترونيات تكييف مصدر القدرة، ويمكن إشراك الكمبيوتر ومعظم إلكترونيات الربط البيني بوظيفتين. ومعلومات الارتفاع البارومتري أيضًا ضرورية لقناة القصور الذاتي الرأسية.

الأنظمة المرجعية للاتجاه والوضع هي أقل دقة من أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي/المرجعي القصوري الذاتي وتوفر عادة مصدر ثانوي لمعلومات الوضع والاتجاه. هذه الأنظمة تستخدِم جيروات ومقاييس تسارع ذات دقة أقل، ولكن ذات تكلفة منخفضة، وهي دقيقة بما يكفي لنظام توليف شوليف ليكون فاعلاً. وتُستخدَم طريقة مزج سرعة البيانات الجوية طويلة المدى لتقييد الأخطاء الرأسية، كما تُستخدَم المراقبة المغناطيسية طويلة المدى من المرجع الاتجاهي المغناطيسي لتقييد أخطاء الاتجاه. وبشكل عام، هذه الأنظمة أقل دقة في حدود مقدار (أو أكثر) من أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي/المرجعي القصوري الذاتي. ولكنها، مع ذلك، أقل تكلفة بكثير من أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي/المرجعي القصوري الذاتي، وإعدادات التثبيت المُحكَم المتبنَاة، بالإضافة إلى استخدام الجيروات ومقاييس السرعة ذات الحالة الصلبة تضمن بأن يكون لها وثوقية عالية جدًا.

وهذه الأنظمة توفر مصدرًا أساسيًا للوضع والاتجاه في بعض الطائرات مثل الهليكوبترات والطائرات المدنية الصغيرة.

معلومات الاتجاه التي يتم الحصول عليها من النظام المرجعي للوضع والاتجاه تُستخدَم لأنظمة الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا المستندة إلى البيانات الجوية (عادة النمط الإرجاعي (reversionary)) وفي أنظمة الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا المستندة إلى رادار دوبلر الذي يتم تركيبه على العديد من الهليكوبترات. ويجب ملاحظة أنه بالرغم

من أن مستشعرات سرعة رادار دوبلر يتم تركيبها في العديد من الهليكوبترات، إلا أنها لم تعد تُركَّب في الجيل الجديد من الهليكوبترات العسكرية وطائرات القصف القتالية. وهذا لأن انبعاثات طاقة الرادار من رادار دوبلر تزيد من مخاطر الانكشاف. وهذه العملية تسمى "الاستراق" (stealth). وكان من المعتاد أن تمتلك الطائرات المدنية رادارات دوبلر، إلا أن هذه استُبدِلت في مطلع السبعينيات من القرن الماضي بإدخال أنظمة الملاحة المدنية بالقصور الذاتي.

الخاصية الأساسية لأنظمة الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا هي أن دقتها تعتمد على الزمن. على سبيل المثال، نظام الملاحة بالقصور الذاتي ذو النوعية الجيدة له دقة مقدارها 1 ميل ملاحي/ساعة، بحيث إن عدم اليقين في موقع الطائرة بعد خمس ساعات سيكون 5 ميل ملاحي.

"تحديد" الموقع يمكن تحقيقه من خلال التعرُّف على مَعْلَم بارز أو مجموعة من الملامح التضاريسية إما مرئيًا، ربما باستخدام مستشعر تصوير بالأشعة تحت الحمراء، أو من شاشة خرائط مولَّدة راداريًا. وبدلاً من ذلك، يمكن استخدام نظام الملاحة بتحديد الموقع. وبشكل عام، يمكن استخدام أنظمة مختلفة متباينة لتوفير الثقة الضرورية في دقة الملاحة كاملة.

تعتمد أنظمة الملاحة بتحديد الموقع على مصادر خارجية لاشتقاق موضع الطائرة. على سبيل أجهزة الإرسال بالراديو/الرادار على الأرض، أو في الأقمار الصناعية التي مواضع دورانها معلومة بدقة. وخلافًا لأنظمة الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا، فإن أخطاءها لا تعتمد على الزمن. كما أن الأخطاء أيضًا لا تعتمد على موضع الطائرة في معظم أنظمة تحديد المواقع.

نُلخِّص فيما يلي بإيجاز أنظمة الملاحة بتحديد الموقع الأساسية المُستخدَمة حاليًا:

1- أنظمة المِلاحة الراديويّة المُعِينَة – المدى والاتجاه (R/θ) (range and bearing).

وهذه تتكون من نظامي (VOR/DME) و (TACAN).

VOR هو اختصار (VHF omni-directional range)، أيْ الراديو الشامل المدى ذو التردد العالي جدًا، وهو نظام ملاحة راديويّ مُعِين قصير المسافات مُخصَّص دوليًا وجزء مكمل لإجراءات مراقبة الحركة الجوية.

DME اختصار (distance measuring equipment)، أيْ جهاز قياس المسافة، ويوضع بالاقتران مع نظام VOR ويقدم معلومات عن المسافة من الطائرة إلى جهاز إرسال DME.

TACAN اختصار (tactical air navigation)، أي الملاحة الجوية التكتيكية، وهو نظام أساسي للخدمات العسكرية للولايات المتحدة ودول الناتو. ويوضع غالبًا بالاقتران مع محطات VOR المدنية، وهذه الأجهزة الموحَّدة تُعرف باسم محطات VORTAC. هذه الأنظمة هي أنظمة خط البصر وتقدِّم مدى مَيْلان (slant range) الطائرة عن المحطة الأرضية باستخدام تقنية المُرسِل/المستجيب. ويتيح نظام هوائي دوّار في محطة TACAN الأرضية (أو برج الإرشاد) للطائرة بأن تقيس اتجاه برج الإرشاد TACAN إلى دقة بحوالى 2^o باستخدام مبدأ مشابه لضوء المنازل.

دقة الموضع للملاحة بنظامي VOR/DME و TACAN هي في حدود ميل واحد إلى ميلين.

2- أنظمة المِلاحة الراديويّة زائدية المقطع (hyperbolic radio navigation systems).

هذه الأنظمة تتكون في الوقت الحاضر من نظام "ملاحة المدى الطويل" (LORAN-C) فقط، لأن العمل بنظام OMEGA قد توقف.

يوفر نظام LORAN-C دقة موضعية في حدود 150 متراً في المناطق المغطاة بواسطة النظام. والسلاسل الثمانية من نظام LORAN-C التي

تشكِّل 34 جهاز إرسال محطة أرضية توفِّر تغطية أعلى من 10 في المئة تقريبًا لسطح الأرض. وهذا النظام هو نظام إرسال نبضي يعمل في مدى التردد 90 kHz، ويقوم بتحديد موضع الطائرة من قياسات فروق الطور بين إشارات الراديو التي يتم استقبالها من أجهزة إرسال المحطة الأرضية. بؤرة النقاط على سطح الأرض حيث تكون هناك فروق طور ثابتة بين الإشارات التي يتم استقبالها من أجهزة إرسال المحطة الأرضية هي قطع زائد. ويمكن تحديد موضع الطائرة بالتالي من التقاطع المناسب للزائدي المقطع الموافق لفروق الطور المقاسة، وهذا هو سبب التسمية باسم "أنظمة الملاحة الراديويّة زائدية المقطع".

العمل بنظام LORAN-C تم جدولته أساسًا للتوقف في عام 2000، وذلك بسبب التزايد في تبنِّي أنظمة الملاحة المستندة إلى النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي. وقد تم تأجيل ذلك، وتم الاستمرار بالعمل بنظام LORAN-C في المدى القصير بينما تقوم سلطات الولايات المتحدة بتقييم الحاجة إلى المدى الطويل. وقد أُجرِيت المقترحات للاستمرار بالعمل بنظام LORAN-C كنظام احتياطي متباين مع النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي. ولم تكن هناك معرفة بمستقبَل نظام LORAN-C عند كتابة هذا الكتاب.

3- أنظمة المِلاحة بالأقمار الصناعية – النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي (GPS).

نظام GPS هو النظام الأكثر أهمية ودقة لتحديد الموقع حتى اليوم. ويجري استخدام النظام بواسطة جميع أنواع المركَبات – الطائرات – السفن – المركَبات الأرضية. والاستخدام المدني في توسع، على سبيل المثال، يتم تركيب أجهزة استقبال GPS في العديد من السيارات، كما أن ثمنه رخيص للمتسلق الماهر.

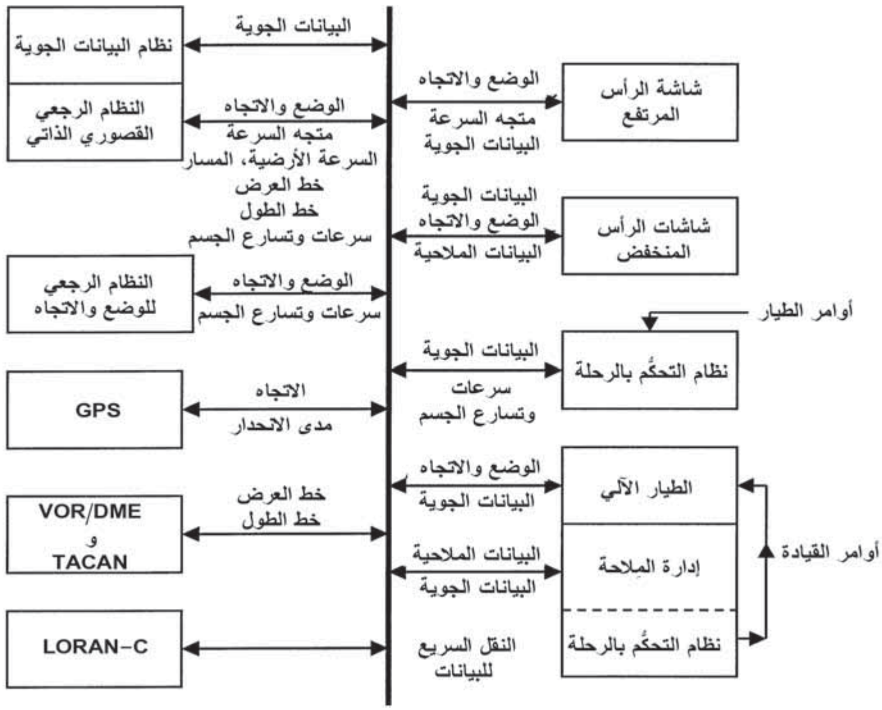
الأجهزة المطلوبة من قِبَل مستخدِم نظام GPS سلبية تمامًا ويتطلب فقط جهاز استقبال GPS. وتقنية تصغير الإلكترونيات أتاحت إنتاج أجهزة استقبال GPS مصغَّرة جدًا وخفيفة الوزن. والدقة الكلية 16 متراً للموضع (ثلاثي الأبعاد) والدقة 0.1 متر/ثانية للسرعة متاحة الآن للمستخدمين المدنيين. (في الماضي، كان المستخدمون العسكريون فقط هم القادرون على الحصول على هذه الدقة). كما تتوفر أيضًا دقة للزمن إلى حوالى واحد على البليون من الثانية.

واستخدام نظام GPS بالاقتران مع نظام محطة أرضية تقوم بإرسال تصحيحات إلى مستخدم النظام، تُعرَف باسم نظام GPS التفاضلي، قد أتاح تحقيق دقة 1 متر.

4- أنظمة المِلاحة المعتمدة على التضاريس.

تقوم أنظمة الملاحة المعتمدة على التضاريس (terrain reference navigation (TRN) systems) باشتقاق موضع المركَبة عن طريق ربط القياسات التضاريسية التي أُجرِيَت بواسطة المستشعر في المركَبة ببيانات الملامح التضاريسية المعروفة بالقرب من الموضع المقدَّر بواسطة نظام تقدير الموقع حسابيًا. ويتم الحصول على بيانات الملامح التضاريسية من قاعدة بيانات مخزونة للخرائط الرقمية.

يبيِّن الشكل (1.6) تدفق المعلومات من أنظمة استشعار القصور الذاتي، ونظام/أنظمة البيانات الجوية، وأنظمة الملاحة الراديويّة لتحديد الموقع إلى أنظمة المستخدِم.



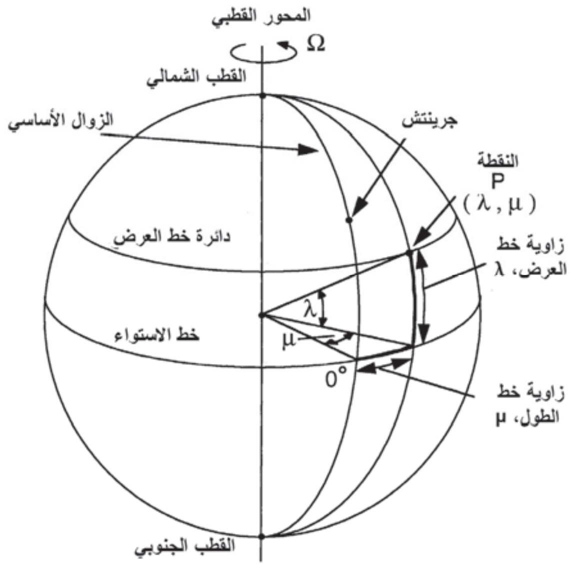
الشكل (1.6): تدفق معلومات نظام الملاحة إلى أنظمة المستخدِم.

ويمكن تحسين دقة نظام الملاحة بالقصور الذاتي/النظام المرجعي القصوري الذاتي كثيرًا بتجميع بيانات الموضع المشتقة بالقصور الذاتي مع تلك من المصدر الملاحي لتحديد الموقع، مثل النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي. ويتم تحقيق ذلك باستخدام مرشح تنبؤ إحصائي يُعرَف باسم مرشح كالْمان، الذي يوفر تجميعًا أمثل لمصدرين من البيانات. والتجميع الناتج أرفع ميزة لكل من المصدرين على حِدة، ويحتفظ بأفضل المزايا من كل نظام. يقدِّم القسم 3.6 مدخلاً إلى مرشحات كالْمان.

2.1.6 التعريفات الأساسية للمِلاحة Basic navigation definitions

نقدم فيما يلي عرضًا ملخصًا جدًا للمصطلحات والكميات المُستخدَمة في المِلاحة لأولئك القراء الذين ربما قد "صدئت" قليلاً لديهم بعض التعريفات الأساسية.

الموضع على سطح الأرض يتحدد عادة بدلالة إحداثيات "خط العرض" (latitude) و"خط الطول" (longitude) التي تقدِّم شبكة دائرية فوق سطح الأرض. والأرض أساسًا كروية – تغيُّرات نصف قطر الأرض هي حوالى 40 ميلاً ملاحياً فقط في نصف قطر مقداره 3,438 ميل ملاحي عند خط الاستواء، لأنها مسطَّحة قليلاً عند القطبين. (هذا التغيُّر يؤخذ في الاعتبار في الحسابات الملاحية).



الشكل (2.6): إحداثيات خطوط العرض وخطوط الطول.

بالرجوع إلى الشكل (2.6)، نجد أن خط العرض وخط الطول محددان بالنسبة إلى المحور القطبي، وخط الاستواء، وخط الزوال الأساسي. "خط الزوال الأساسي" (prime meridian) هو خط الزوال المار خلال غرينتش (Greenwich) الذي يوفر الإسناد لقياس خط الطول. وزاوية خط العرض لنقطة على سطح الأرض هي الزاوية المحصورة عند مركز الأرض بواسطة قوس على طول خط الزوال المار خلال نقطة وتقاس من خط الاستواء إلى النقطة. ونطاق زوايا خط العرض هي من 0^o إلى 90^o شمالاً و 0^o إلى 90^o جنوبًا. وزاوية خط الطول لنقطة على سطح الأرض هي الزاوية المحصورة عند مركز الأرض بواسطة قوس على طول خط الاستواء مقاسة شرق أو غرب خط الزوال الأساسي

إلى خط الزوال المار خلال النقطة. ومدى زوايا خطوط الطول لتغطية جميع النقاط على سطح الأرض هي بالتالي 0^o إلى 180^o شرق خط الزوال الأساسي و0^o إلى 180^o غرب خط الزوال الأساسي. ويتم التعبير عن خط العرض وخط الطول بالدرجات، والدقائق القوسية، والثواني القوسية.

"الدوائر العظمى" (great circles) هي سطح كرة ومركزها هو مركز الكرة، أيْ أن مستوى الدائرة العظمى يمر خلال مركز الأرض.

خطوط الزوال وخط الاستواء بالتالي هي دوائر عظمى. والخطوط الموازية لخط العرض، التي هي عبارة عن دوائر حول الأرض وموازية لخط الاستواء، هي على أيّة حال دوائر صغرى.

أقصر مسافة بين نقطتين على سطح كرة هي دائرة عظمى، وبالتالي فإن مسارات الملاحة تحاول أن تتعقب مسار دائرة عظمى. والملاحة بين نقطتين على سطح الأرض بالتالي تتضمن حل المثلثات الكروية، كما هو مبيّن في الشكل (3.6). (يُعرَّف المثلث الكروي (spherical triangle) بأنه مثلث على كرة وجوانبه هي جزء من الدوائر العظمى. ويتم الحصول على حلها باستخدام المعادلات المؤسَّسة جيدًا لحساب المثلثات الكروبة).



الشكل (3.6): المثلثات الكروية.

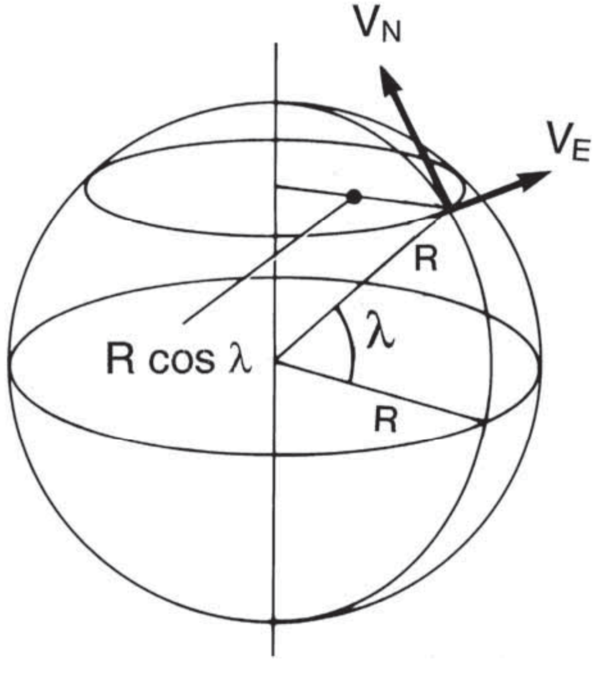
3.1.6 أنظمة المِلاحة الأساسية بتقدير الموقع حسابيًا

Basic DR navigation systems

سيتم فيما يلي شرح المبادئ الأساسية لاشتقاق تحديد الموضع بالملاحة بتقدير الموقع حسابيًا. ويتطلب لذلك الكميات التالية:

1- الموضع الابتدائي – خط العرض/خط الطول.

2- المُركِّبتان الشمالية والشرقية لسرعة الطائرة، V_N و V_E.



الشكل (4.6): اشتقاق معدلات تغيُّر خط العرض وخط الطول.

بالرجوع إلى الشكل (4.6)، يمكن ملاحظة أن معدل تغيُّر خط العرض هو:

$$\dot{\lambda} = \frac{V_N}{R} \qquad (6.1)$$

ومعدل تغيُّر خط الطول هو $\dot{\mu} = \frac{V_E}{R\cos\lambda}$. أي أن:

$$\dot{\mu} = \frac{V_E}{R} \sec \lambda \qquad (6.2)$$

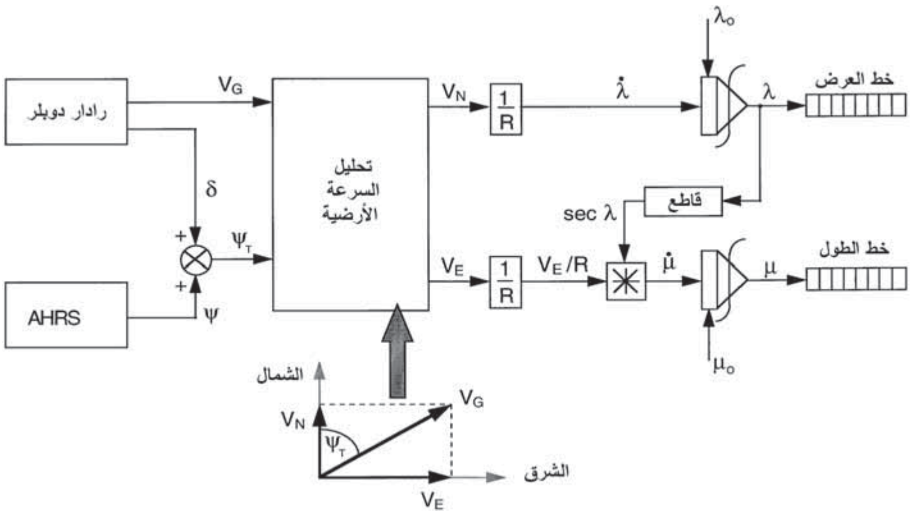
التغير في خط العرض على مدى الزمن، t، بالتالي يساوي $\frac{1}{R}\int_0^t V_N dt$،
وبهذا فإن زاوية خط العرض الحالية عند الزمن t يمكن حوسبتها بمعرفة زاوية خط العرض الابتدائية، λ_0. بالمثل، التغيُّر في خط الطول يساوي $\frac{1}{R}\int_0^t V_E \sec \lambda dt$، وبهذا فإن زاوية خط الطول الحالية يمكن حوسبتها بمعرفة زاوية خط الطول الابتدائية، μ_0. وبالتالي فإن:

$$\lambda = \lambda_0 + \frac{1}{R}\int_0^t V_N dt \qquad (6.3)$$

$$\mu = \mu_0 + \frac{1}{R}\int_0^t V_E \sec \lambda dt \qquad (6.4)$$

ويمكن ملاحظة أنه يتم الوصول إلى المفردية (singularity) الرياضية عندما تقترب λ من 90^o وتقترب $\sec \lambda$ إلى ما لانهاية. هذه الطريقة لحوسبة زاويتي خط العرض وخط الطول للموضع بتقدير الموقع حسابيًا هي بالتالي محدودة لزوايا خط العرض الأقل من 80^o. ويُستخدم إطار مرجعي إحداثي مختلف للتعامل مع زوايا خطوط العرض الكبرى، كما سيتم شرحه لاحقًا.

العمليات الحاسوبية الأساسية في نظام الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا باستخدام رادار دوبلر/نظام مرجعي اتجاهي مبيَّنة في الشكل (5.6). في حالة رادار دوبلر/نظام مرجعي اتجاهي، فإن السرعة الأرضية V_G وزاوية الانجراف δ يُقاسان مباشرة بواسطة نظام مستشعر السرعة برادار دوبلر.



الشكل (5.6): نظام الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا برادار دوبلر/نظام مرجعي اتجاهي.

يوفر النظام المرجعي للوضع والاتجاه قياسًا دقيقًا لزاوية الاتجاه، ψ، وبالتالي يمكن الحصول على زاوية المسار، ψ_T، من العلاقة:

$$\psi_T = \psi + \delta$$

المُركِّبة الشمالية لسرعة الطائرة، V_N، والمُركِّبة الشرقية لسرعة الطائرة، V_E، يمكن بالتالي اشتقاقهما بتحليل متجه السرعة الأرضية، V_G (انظر الرسم الجانبي في الشكل (5.6)). وبهذا فإن:

$$V_N = V_G \cos \psi_T$$

$$V_E = V_G \sin \psi_T$$

في حالة نظام الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا المستندة إلى البيانات الجوية، فإن مُركِّبتي السرعة الشمالية والشرقية للطائرة يمكن اشتقاقهما على النحو التالي:

1- مُركِّبة السرعة الأفقية V_H للسرعة الجوية الحقيقية V_T يتم الحصول عليها بتحليل V_T خلال زاوية انحدار الطائرة θ. أي أن:

$$V_H = V_T \cos \theta$$

2- يتم بعد ذلك اشتقاق مُركِّبتي السرعة الشمالية والشرقية للسرعة الجوية بتحليل V_H خلال زاوية الاتجاه ψ. أي أن:

$$\text{السرعة الجوية الشمالية} = V_H \cos\psi$$

$$\text{السرعة الجوية الشرقية} = V_H \sin\psi$$

3- سرعة الرياح، V_W، واتجاهها، ψ_W، المتوقَّعة (أو المقدَّرة) يتم تحليلها إلى مُركِّبتين شمالية وشرقية. أي أن:

$$\text{المُركِّبة الشمالية للرياح} = V_W \cos\psi_W$$

$$\text{المُركِّبة الشرقية للرياح} = V_W \sin\psi_W$$

4- مُركِّبتا السرعة الشمالية والشرقية للطائرة تُعطى عندئذ بالعلاقتين التاليتين على التوالي:

$$V_N = V_H \cos\psi + V_W \cos\psi_W \quad (6.5)$$

$$V_E = V_H \sin\psi + V_W \sin\psi_W \quad (6.6)$$

مثل هذا النظام يقدِّم نظاماً إرجاعياً للملاحة بتقدير الموقع حسابيًا في حال غياب رادار دوبلر (أو نظام الملاحة بالقصور الذاتي) ويُستخدَم بشكل عام بالاقتران مع نظام الملاحة الراديويّ.

2.6 المِلاحة بالقصور الذاتي Inertial navigation

1.2.6 المقدمة Introduction

من المفيد أن نستعرض بإيجاز أسباب تطوير الملاحة بالقصور الذاتي وأهميته كمستشعر لحالة الطائرة. ويمكن تلخيص السمات لنظام ملاحة وإرشاد مثالي للتطبيقات العسكرية على النحو التالي:

- الدقة العالية
- نظام قائم بذاته
- مستقل – لا يعتمد على الأنظمة الأخرى
- سلبي – لا يصدر إشعاعات
- غير قابل للتشويش
- لا يتطلب مرجعاً للعالم الأرضي أو الخارجي

في أواخر الأربعينيات من القرن الماضي كانت هذه السمات تشكِّل «قائمة رغبات» وأشارت إلى أن تطوير الملاحة بالقصور الذاتي كان النظام الوحيد القادر على تلبية جميع هذه المتطلبات. وبالتالي تم تطويره في مطلع الخمسينيات من أجل ملاحة وإرشاد الصواريخ القذفية، والقنابل الإستراتيجية، والسفن، والغواصات (نظام الملاحة بالقصور الذاتي للسفن Ships Inertial Navigation System (SINS)).

لقد أُجرِيَت برامج تطويرية وبحثية ضخمة حول العالم تضمنت نفقات بعدة بلايين من الدولارات للحصول على أنظمة حيوية. على سبيل المثال، وكما ذُكِر سابقًا، لإجراء تحسين في أداء الجيرو أكثر من ثلاث درجات مقدارية تطلَّب عدم يقين في الانجراف من 15^{o} لكل ساعة إلى 0.01^{o} لكل ساعة.

وقد توجَّب تطوير مقاييس سرعة بالغة الدقة بعدم يقين في الانحياز أقل من 50 µg. كما توجَّب حل المهمة الرئيسية لتحقيق حالات الدقة الحاسوبية، وفي الواقع فإن الكمبيوترات الرقمية الأولى العاملة في الوقت الفعلي تم تطويرها لأنظمة الملاحة بالقصور الذاتي. وبمجرد أن يتم حل هذه المشاكل، على أيّة حال، فإن نظام الملاحة بالقصور الذاتي يمكن أن يقدِّم:

- الموضع الدقيق في أيٍّ من الإحداثيات المطلوبة – مثلاً خط العرض، خط الطول، الخ.

- السرعة الأرضية وزاوية المسار.
- زوايا يولر: الاتجاه، والانحدار، والدحرجة إلى دقة عالية جدًا.
- متجه سرعة الطائرة (بالاقتران مع نظام البيانات الجوية).

معلومات متجه السرعة الدقيق إلى جانب المرجع الرأسي الدقيق تعتبر ضرورية لتصويب الأسلحة، وقد أدى هذا إلى تركيب نظام ملاحة بالقصور الذاتي في طائرات القصف العسكرية بدءًا من مطلع الستينيات من القرن الماضي وما بعده كعنصر هام لنظام الملاحة/تصويب الأسلحة.

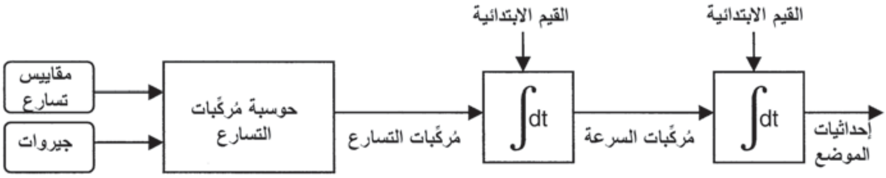
خصائص نظام الملاحة بالقصور الذاتي كنظام قائم بذاته بالإضافة إلى قدرته على تقديم مرجع اتجاهي ووضعي دقيق أدَّت إلى تركيب أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي في طائرات النقل المدنية طويلة المدى بدءًا من أواخر الستينيات. وهي الآن تُستخدَم على نحو واسع جدًا في جميع أنواع الطائرات المدنية.

2.2.6 المبادئ الأساسية وتوليف شولر

Basic principles and Schuler tuning

أحد الأسئلة الجيدة لسؤال شخص في مقابلة للالتحاق بمجال أنظمة إلكترونيات الطيران هو "كيف يمكنك قياس حركة مركَبة واشتقاق المسافة التي قطعتها بدون أي رجوع إلى العالم الخارجي؟"

الإجابة هي أنه يمكنك استشعار تسارع المركَبة (وأيضًا متجه الجاذبية الأرضية) بمقاييس تسارع. إذا كانت مُركِّبات تسارع المركَبة يمكن اشتقاقها عندئذ على طول مجموعة من المحاور المعلومة بدقة، فإن التكامل المتتابع لمُركِّبات التسارع بالنسبة إلى الزمن سيؤدي إلى السرعات والمسافات المقطوعة على طول هذه المحاور. وهذا صحيح شريطة أن تكون الشروط الابتدائية معلومة، أيْ سرعة وموضع المركَبة عند الزمن الابتدائي. يوضح الشكل (6.6) الفكرة الأساسية لاشتقاق السرعة والمسافة المقطوعة للمركَبة من مُركِّبات تسارعها.

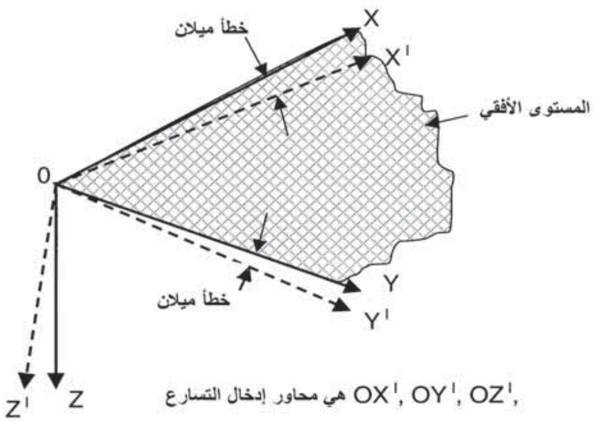


الشكل (6.6): المبادئ الأساسية للملاحة بالقصور الذاتي.

سؤال مثل هذا يبدو بسيطًا. وأيّ خطأ، مع ذلك، في اشتقاق مُركِّبات تسارع الطائرة من مُخرَجات مقياس التسارع سيتم تكاملها بالنسبة إلى الزمن، مما تُنتِج أخطاء في السرعة، التي بدورها يتم تكاملها مع الزمن لتؤدي إلى أخطاء في الموضع.

على سبيل المثال، ثابت خطأ انحياز مقياس التسارع، B (الذي يمكن مساواته بخطأ الميلان الابتدائي) سيؤدي إلى خطأ في المسافة يساوي $\iint B\,dt\,dt$ ، أيْ $Bt^2/2$. خطأ انحياز مقياس التسارع بمقدار $10^{-3}\,g$، على سبيل المثال، سيؤدي إلى خطأ في المسافة بمقدار 0.45 كيلومتر بعد 5 دقائق وإلى 1.8 كيلومتر بعد 10 دقائق.

والأخطاء في اشتقاق اتجاه محاور إدخال مقياس التسارع بالنسبة إلى الرأسي المحلي، أيْ أخطاء الميلان، ستؤدي إلى أخطاء في تسارع الجاذبية الأرضية في قياسات التسارع، ارجع إلى الشكل (7.6). خطأ الميلان، $\Delta\theta$، يؤدي إلى خطأ في الجاذبية الأرضية يساوي $g\Delta\theta$ ($\Delta\theta$ زاوية صغيرة). سرعة الانجراف الثابتة للجيرو، W، ستجعل خطأ الميلان، $\Delta\theta$، يزداد خطيًا مع الزمن ($\Delta\theta = W$) مما يؤدي إلى خطأ في تسارع الجاذبية الأرضية gWt. وهذا يؤدي إلى خطأ في المسافة $\iint gWt\,dt\,dt$ ، أيْ $gWt^3/6$. الخطأ في المسافة في هذه الحالة يتناسب مع مكعب الزمن. على سبيل المثال، سرعة انجراف الجيرو بمقدار 1° لكل ساعة تؤدي إلى خطأ موضعي مقداره 0.2 كيلومتر بعد 5 دقائق و 1.6 كيلومتر بعد 10 دقائق. (لقد استُخدِمت الأخطاء الكبيرة نسبيًا للمستشعر في المثال السابق لتوضيح أهمية دقة المستشعر).



الشكل (7.6): أخطاء الميلان.

من الواضح أن انتشار هذه الأنواع من الأخطاء غير مقبول إلا في التطبيقات التي يكون فيها زمن الرحلة قصيرًا (مثلاً، لتوجيه المسار المتوسط للصواريخ قصيرة المدى) أو حيث يمكن تصحيح النظام تكرارًا عن طريق نظام ملاحة آخر. ويجب ملاحظة أن انتشارات هذه الأخطاء تتقارب كثيرًا إلى انتشار الخطأ الابتدائي مع توليف شولر على مدى الدقائق القليلة الأولى. وهذا لأن فعل التصحيح المبذول بواسطة توليف شولر على أخطاء الميلان تتم على مدى فترة زمنية 84.4 دقيقة، وهي بالتالي صغيرة على مدى الدقائق القليلة الأولى.

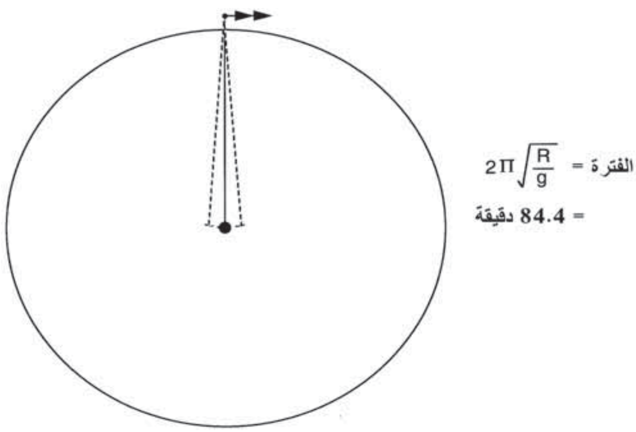
سنقوم بتوضيح أن توليف شولر يقدّم بالفعل تصحيحيًا بعروة مغلقة غير متضائلة لتقييد أخطاء ميلان النظام بحيث تتذبذب حول قيمة صفرية خلال فترة زمنية 84.4 دقيقة. "نظام الملاحة بالقصور الذاتي الرأسي" يتبع الرأسي المحلي بصرف النظر عن تسارع المركَبة بحيث يسلك النظام مثل بندول شولر. ويقوم توليف شولر بتغيير خصائص انتشار الخطأ تمامًا عن تلك المشروحة أعلاه، ويتيح الحصول على نظام ملاحة عملي غير مُعان. وهو مكوِّن حيوي وأساسي لأي نظام ملاحة بالقصور الذاتي.

فكرة البندول الذي لن يتأثر بالتسارعات، الذي يقوم دائمًا بتحديد الرأسي المحلي ابتُكِرت من قِبَل الفيزيائي النمساوي ماكس شولر (Max Schuler) في عام

1924. هذه الفكرة نشأت من دراسات أجراها على أخطاء في بوصلات الجيرو البحري ناتجة من مناورات سفينة وتأثير تسارعات السفينة على نظام تحديد الاتجاه بالجيرو البندولي. وتخيَّل شولر فكرة البندول الذي لن يتأثر بالتسارع بافتراض سلوك بندول بسيط طوله يساوي نصف قطر الأرض (انظر الشكل (8.6)). "الكرة الرصاصية" لهذا البندول ستكون دائمًا عند مركز الأرض، وبهذا ستحدد الرأسي المحلي بصرف النظر عن حركة، أو تسارع، نقطة تعليق البندول – وأيّ اضطراب في كرة البندول ستجعلها تتذبذب حول الرأسي المحلي بفترة زمنية تساوي $2\pi\sqrt{\frac{R}{g}}$، حيث R نصف قطر الأرض، و g تسارع الجاذبية الأرضية.

باستخدام القيم المقبولة لــ R و g نحصل على الفترة الزمنية لــ "بندول نصف قطر الأرض" (أو بندول شولر) وهي 84.4 دقيقة.

البندول البسيط الذي طوله يساوي نصف قطر الأرض واضح أنه ليس واقعي. ولكن، على أيّة حال، إذا كان بالإمكان إنتاج نظام بندولي بفترة زمنية تساوي 84.4 دقيقة تمامًا، يمكن عندئذ أن يشير إلى الرأسي المحلي، بصرف النظر عن تسارع المركّبة التي تحمله.

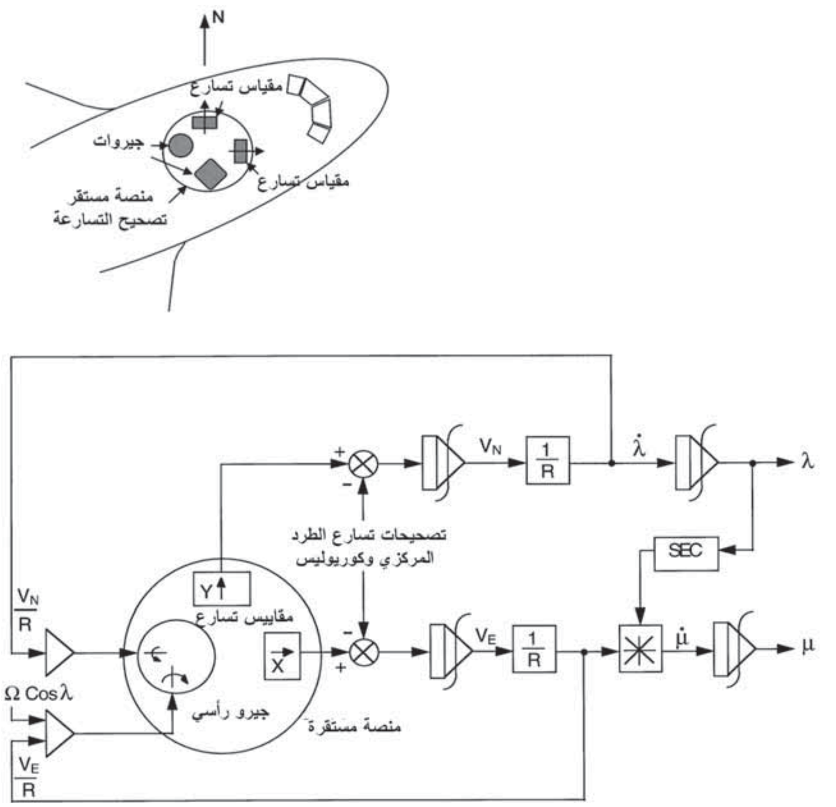


الشكل (8.6): بندول نصف قطر الأرض (أو بندول شولر).

في عام 1924، لم تكن التقنية متوفرة لتنفيذ نظام عملي، وفي الواقع لم يتم ذلك حتى مطلع الخمسينيات من القرن الماضي عندما أصبحت التقنية متوفرة لتنفيذ

نظام عملي للملاحة بالقصور الذاتي الموالَف بطريقة شولر. وكان أول إثبات ناجح محمول جوًا لنظام ملاحة بالقصور الذاتي الموالَف بطريقة شولر تم تحقيقة بواسطة الدكتور شارلز ستارك درابر (Dr. Charles Stark Draper) وفريق بحثه في معهد ماساتشوستس للتقنية (MIT) بمدينة بوسطن في الولايات المتحدة في عام 1952.

يبيِّن الشكل (9.6) رسمًا تخطيطيًا لنظام ملاحة بالقصور الذاتي الموالَف بطريقة شولر لمنصة مستقرة (لقد حُذِفَت القناة القصورية الذاتية الرأسية للتوضيح). سوف تُستخدَم تقنية المنصة المستقرة للملاحة بالقصور الذاتي الموالَف بطريقة شولر لشرح المبادئ الأساسية لأن هذه التقنية من السهل تصوُّرها مبدئيًا.



الشكل (9.6): رسم تخطيطي لنظام ملاحة بالقصور الذاتي الموالَف بطريقة شولر.
(ملاحظة: حُذِف الجيرو السمتي ومقياس التسارع الرأسي من المنصة للتوضيح).

يتم تركيب مقياسي التسارع X و Y على منصة مستقرة بحيث تصطف محاور إدخالهما الأفقية مع المنصة، وبحيث يقيس مقياس التسارع X مُركِّبة تسارع الطائرة على طول المحور الشرقي–الغربي ومقياس التسارع Y مُركِّبة التسارع على طول المحور الشمالي–الجنوبي. مُخرَجات مقياسي التسارع X وY، بعد تصحيحها من أجل مُركِّبات تسارع الطرد المركزي وكوريوليس، يتم تكاملها بالنسبة إلى الزمن لتعطي مُركَّبات السرعة الشرقية والشمالية للطائرة، V_E و V_N (بمعرفة الشروط الابتدائية). بعد ذلك تتم حوسبة الموضع الحالي لخط العرض وخط الطول، بحسب ما هو مشروح في القسم 3.1.6.

يتم الحصول على توليف شولر بالتغذية الخلفية لحدود سرعتي المركَبة، V_N/R و V_E/R، المشتقتين من مقياس التسارع إلى عزم دوران الجيرو الرأسي بحيث تقوم المنصة بتتبع الرأسي المحلي مع تحرك الطائرة فوق الأرض الكروية.

مُركِّبات تسارع الطرد المركزي وكوريوليس صغيرة نسبيًا (أقل من 0.05 m/s^2). وهي تنشأ من دوران المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية مع دوران الأرض وخط طيران الطائرة الذي يتبع انحناء الأرض، على التوالي؛ وسيتم شرح هذا في القسم التالي 3.2.6.

وكما هو مشروح سابقًا في الفصل الخامس، فإن نظام الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَم التثبيت يحافظ على المنصة المستقرة التقديرية ضمن كمبيوتر النظام عن طريق حوسبة مُركِّبات التسارع على طول المحورين الشمالي والشرقي من مُدخَلات مقاييس التسارع والجيروات المركَّبة على الجسم. بالرجوع إلى الشكل (28.5)، يمكن ملاحظة أن المنصة التقديرية المُحكَمة التثبيت يمكن استبدالها بدلاً من المنصة المستقرة الجيمبالية في الشكل (9.6).

من الشكل (10.6)، يمكن ملاحظة أن المنصة (الحقيقية أو التقديرية) يجب أن تدور بنفس سرعتي المركَبة (V_N/R و V_E/R) حول المحورين الشمالي والشرقي لكي تبقى مصطفة مع المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية.

(بافتراض أن الاصطفاف الابتدائي دقيق، وأن تصحيحات سرعة دوران الأرض وسرعة تقارب خط الزوال يتم تطبيقها بدقة).

أيّ خطأ في اشتقاق القصور الذاتي لحدود سرعة المركَبة سيؤدي إلى ميلان المنصة عن الأفقي. والأخطاء في اشتقاق V_N و V_E بتكامل مُخرَجات مقياس التسارع الأفقية (بعد التصحيح أولاً من أجل مُركِّبات تسارع الطرد المركزي وكوريوليس) تنشأ عن:

1- أخطاء انحياز مقياس التسارع، B_N و B_E، في قياسات التسارعين الشمالي والشرقي.

2- سرعتي انجراف الجيرو، W_N و W_E، حول المحورين الشمالي والشرقي تؤدي إلى خطأ مباشر في السرعات المطبقة للمركَبة، ولهما تأثير كبير في دقة النظام، كما سيتم شرحه.

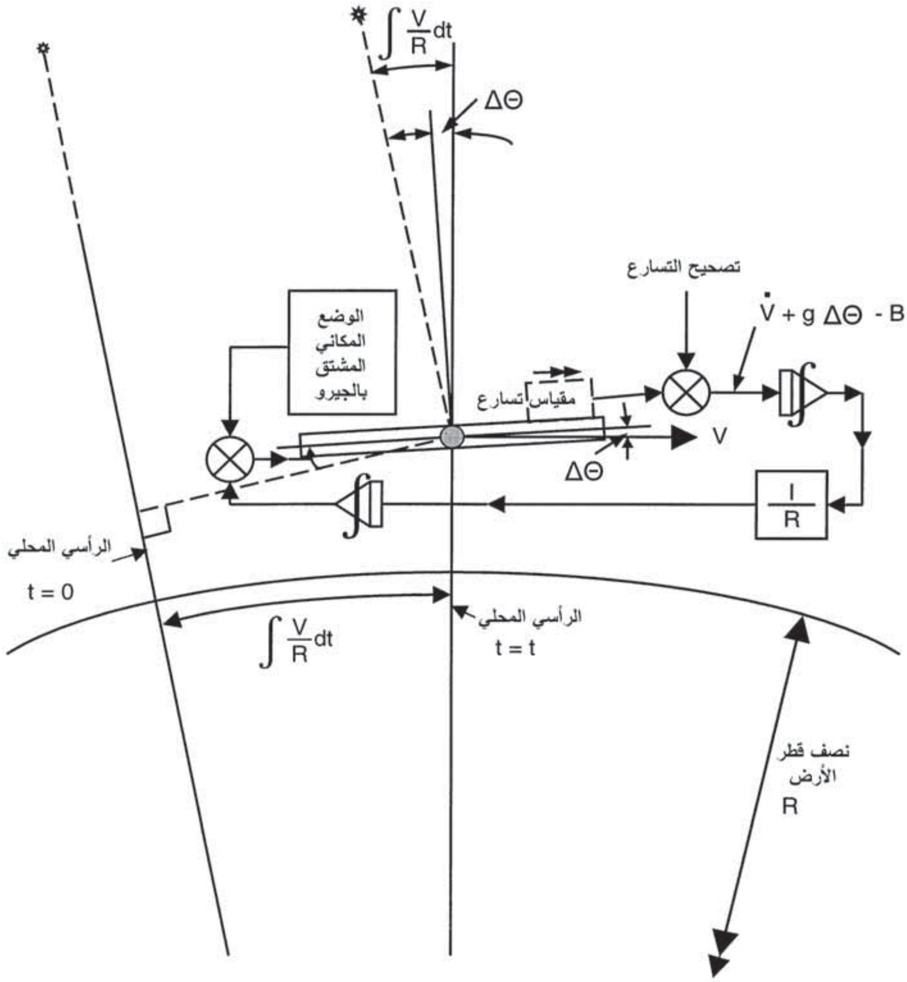
هذه الأخطاء بدورها ستؤدي إلى أخطاء في زاويتي الميلان، $\Delta\theta_N$ و $\Delta\theta_E$، حول المحورين الشمالي والشرقي. وهذه ستعمل على إدخال مُركِّبتي تسارع الجاذبية الأرضية، $g\Delta\theta_N$ و $g\Delta\theta_E$، في قياسات التسارع التي تتم بواسطة مقاييس تسارع المحورين الشرقي والشمالي (الحقيقية أو التقديرية).

الأخطاء الناتجة في السرعتين، ΔV_E و ΔV_N، على طول المحورين الشرقي والشمالي تعطى بالعلاقتين التاليتين:

$$\Delta V_E = \int (g\Delta\theta_N - B_E)dt \tag{6.7}$$

$$\Delta V_N = \int (g\Delta\theta_E - B_N)dt \tag{6.8}$$

هذه الأخطاء في السرعتين تؤدي إلى أخطاء في سرعتي المركَبة V_E/R و V_N/R على طول المحورين الشرقي والشمالي.



الشكل (10.6): عروة شولر (للمنصة الحقيقية أو التقديرية).

استشعار أخطاء سرعة المركَبة في عروة شولر يتم بحيث يعمل على الإبطاء أو التسريع من السرعة المطبقة للمَركَبة لمحاولة استرجاع $\Delta\theta_N$ و $\Delta\theta_E$ إلى الصفر. وفي الواقع، نتيجة للتكاملين اللذين يتمان في العروة، فإن النظام سيتذبذب حول الرأسي المحلي، كما سيتم توضيحه رياضيًا. التفسير الفيزيائي غير الرياضي لعروة شولر معطى في نهاية هذا القسم.

سرعة الميلان حول المحور الشمالي تساوي $(\Delta V_E/R + W_N)$. وبهذا فإن:

$$\Delta\dot{\theta}_N = -\frac{1}{R}\int(g\Delta\theta_N - B_E)dt + W_N \qquad (6.9)$$

(الإشارة السالبة في الحد $\Delta V_E/R$ هي لأن التغذية الخلفية سالبة). وبالتالي فإن:

$$\Delta\theta_N = -\frac{1}{R}\iint(g\Delta\theta_N - B_E)dt\,dt + \int W_N dt \qquad (6.10)$$

بإجراء التفاضل مرتين وإعادة الترتيب نحصل على:

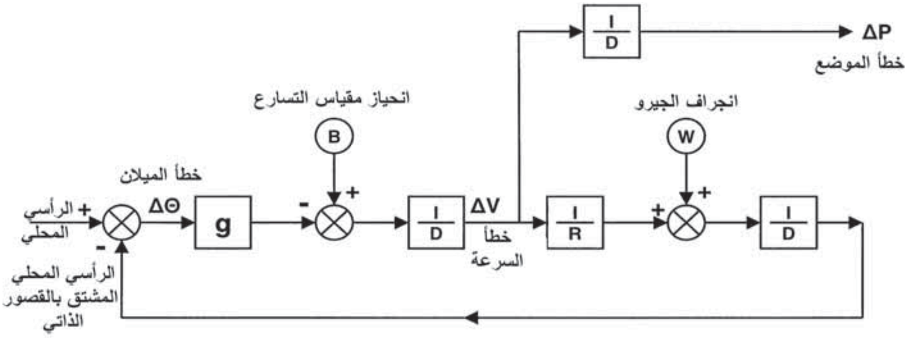
$$\left(D^2 + \frac{g}{R}\right)\Delta\theta_N = \frac{B_E}{R} + DW_N \qquad (6.11)$$

ويمكن الحصول على معادلة مماثلة من أجل $\Delta\theta_E$ بدلالة دالَّتي التسريع B_N و W_E.

من المناسب إسقاط الحرفين السفليين N و E في المعادلات السابقة بحيث يمكن تطبيق الحل على أيٍّ من المحورين. أي أن:

$$\left(D^2 + \frac{g}{R}\right)\Delta\theta = \frac{B}{R} + DW \qquad (6.12)$$

يبيِّن الشكل (11.6) مخططاً لنظام تعقُّب العروة المغلقة الرأسي المحلي المُنتَج بواسطة توليف شولر، ويقدِّم نموذج انتشار الخطأ لنظام الملاحة بالقصور الذاتي.



الشكل (11.6): نموذج خطأ لنظام ملاحة بالقصور الذاتي الموالف بطريقة شولر.

تأثيرات انحياز مقياس التسارع وانجراف الجيرو أُخِذَت في الاعتبار بشكل منفصل لغرض التبسيط. ويمكن بعد ذلك استنتاج التأثيرات في النظام من تجميع من المُدخَلات المشوِّشة لانحياز مقياس التسارع وانجراف الجيرو.

1- تأثير انحياز التسارع.

افترض أن $W = 0$. يمكن مساواة انحياز مقياس التسارع إلى ميلان ابتدائي يساوي B/g راديان. وحل المعادلة (6.12) للشرطين الابتدائيين $\Delta\theta(0) = B/g$ و $\Delta\dot{\theta}(0) = 0$ هو:

$$\Delta\theta = \frac{B}{g}\cos\omega_0 t \qquad (6.13)$$

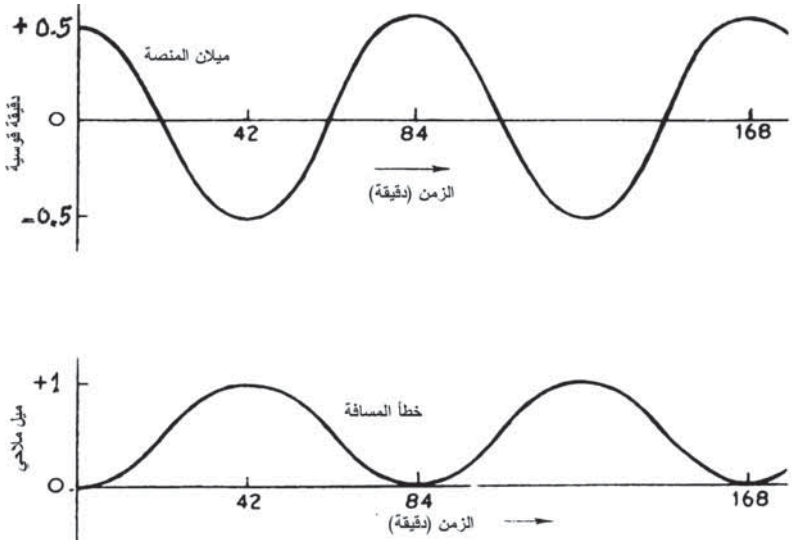
حيث $\omega_0 = \sqrt{\frac{g}{R}}$ هو التردد الطبيعي غير المتضائل لعروة شولر.

والمنصة بالتالي ستتذبذب حول الرأسي المحلي بسعة B/g وبفترة زمنية $2\pi\sqrt{\frac{R}{g}}$ تساوي 84.4 دقيقة.

خطأ التسارع يساوي $g\Delta\theta$، وخطأ السرعة يساوي $\int B\cos\omega_0 t dt$ ، وخطأ المسافة يساوي $\iint B\cos\omega_0 t\, dt\, dt$. وبالتالي يمكن كتابة خطأ المسافة على النحو التالي:

$$\text{خطأ المسافة} = \frac{B}{\omega_0^2}(1-\cos\omega_0 t) \qquad (6.14)$$

يبيِّن الشكل (12.6) تأثير خطأ انحياز مقياس تسارع مكافئ لميلان ابتدائي قدره نصف دقيقة قوسية ($1.45\times10^{-4}g$). وهذا يؤدي إلى خطأ تذبذبي بين صفر وواحد ميل ملاحي.



الشكل (12.6): انتشار الخطأ نتيجة انحياز مقياس التسارع بمقدار نصف دقيقة قوسية.

2- تأثير انجراف الجيرو.

افترض أن $B = 0$ وأن سرعة انجراف الجيرو، W، ثابت. حل المعادلة (6.12) للشرطين الابتدائيين $\Delta\theta(0) = 0$ و $\Delta\dot{\theta}(0) = W$ هو:

$$\Delta\theta = \frac{W}{\omega_0}\sin\omega_0 t \qquad (6.15)$$

المنصة بالتالي ستتذبذب حول الرأسي كالسابق بفترة زمنية 84.4 دقيقة. وسرعة انجراف جيرو 0.01^{o} لكل ساعة ستؤدي إلى ذبذبة بسعة صغيرة جدًا حول الرأسي المحلي 0.14 دقيقة قوسية. وخطأ السرعة يساوي $\int\frac{gW}{\omega_0}\sin\omega_0 t dt$ ، أي أن:

$$\text{خطأ السرعة} = WR(1-\cos\omega_0 t) \qquad (6.16)$$

خطأ السرعة بهذا يتذبذب بين صفر و $2WR$.

وخطأ المسافة يساوي $\int WR(1-\cos\omega_0 t)dt$. أي أن:

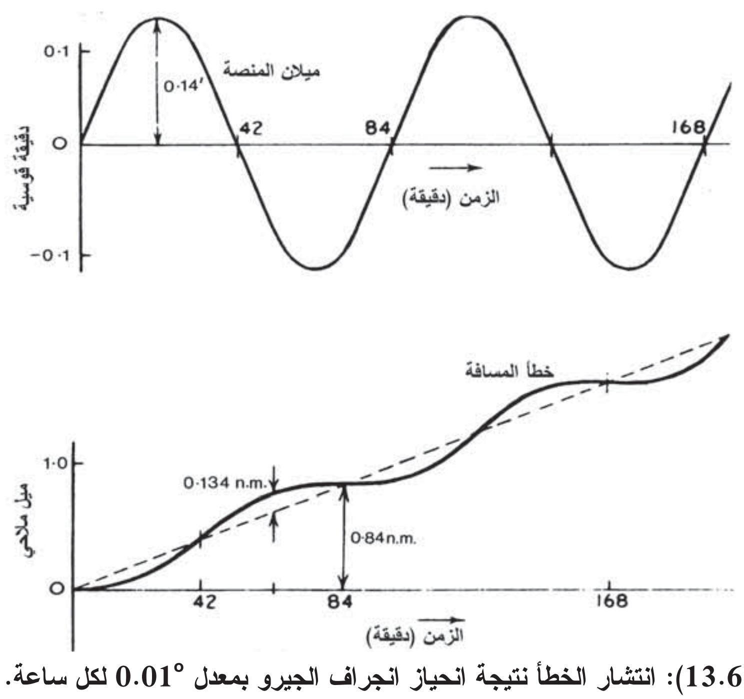
$$\text{خطأ المسافة} = WR(t-\frac{1}{\omega_0}\sin\omega_0 t) \qquad (6.17)$$

خطأ المسافة بهذا يتناسب مع زمن الرحلة، والمُركِّبة التذبذبية للسعة الصغيرة يتم غمرها بعد فترة من الزمن.

السرعة الثابتة لانجراف الجيرو 0.01^o لكل ساعة (0.6 دقيقة قوسية لكل ساعة) ستؤدي إلى خطأ سرعة 0.6 عقدة في المتوسط، أي أن خطأ المسافة سيتزايد بمعدل 0.6 ميل ملاحي لكل ساعة. ويجب ملاحظة أن هذا يمثل تزايد الخطأ على طول المحورين الشمالي والشرقي بحيث إن الخطأ النصف قطري سيُضرَب في $\sqrt{2}$، وبالتالي سوف يساوي 1 ميل ملاحي لكل ساعة.

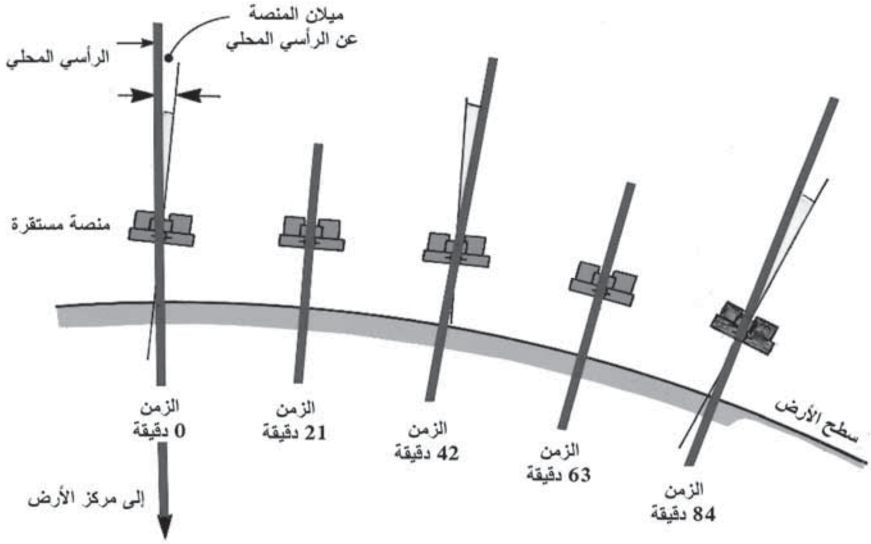
يوضح الشكل (13.6) نمو الخطأ لانجراف جيرو ثابت بمعدل 0.01^o لكل ساعة. في الواقع، هذه ليست كمية ثابتة وخطأ المسافة على مدى فترة طويلة يتناسب مع الجذر التربيعي لزمن الرحلة، إذا كان التغيُّر في انجراف الجيرو عشوائيًا.

ويمكن ملاحظة المرجع الرأسي الدقيق جدًا المقدَّم بواسطة توليف شولر – وحتى الانجراف العالي للجيرو 0.25^o لكل ساعة سيؤدي إلى أقصى خطأ رأسي 3.5 دقيقة قوسية فقط.



الشكل (13.6): انتشار الخطأ نتيجة انحياز انجراف الجيرو بمعدل 0.01^o لكل ساعة.

التفسير الفيزيائي لتوليف شولر موضح فيما يلي، لأنه من المهم أن تكون لنا معرفة فيزيائية، وأيضًا معرفة رياضية. بالرجوع إلى الشكل (14.6)، افترض أن المنصة تدور بنفس السرعة كما للرأسي المحلي، إلا أنها مائلة نحو الأسفل عن الرأسي المحلي بزاوية صغيرة $\Delta\theta$.



الشكل (14.6): ذبذبة شولر.

عند الزمن $t = 0$: ميلان المنصة يؤدي إلى قيام مقياس التسارع بقياس مُركِّبة صغيرة سالبة لتسارع الجاذبية الأرضية، وأيضًا للتسارع الحقيقي. (محور إدخال مقياس التسارع المائل نحو الأسفل يؤدي إلى قياس مُركِّبة سالبة لتسارع الجاذبية الأرضية، لأن كتلة اختبار مقياس التسارع تميل إلى أن تتحرك في نفس اتجاه إعاقة المركَبة، أيْ تسارع سالب).

عند الزمن $t = 0$ إلى 21 دقيقة: عندما تطير الطائرة فوق سطح الأرض فإن خطأ التسارع السالب الناتج من ميلان المنصة يتكامل مع الزمن ويجعل سرعة المركَبة المحسوبة بأن تصبح أبطأ من سرعة المركَبة الحقيقية. والمنصة بالتالي تدور بسرعة أبطأ تدريجيًا من الرأسي المحلي مما تؤدي إلى خفض خطأ الميلان.

عند الزمن 21 دقيقة: خطأ الميلان الآن يساوي صفراً، ولكن المنصة لا تزال تدور بسرعة أبطأ من الرأسي المحلي بحيث تبدأ المنصة بعد ذلك بالميلان في الاتجاه الآخر (أي نحو الأعلى) بعد 21 دقيقة.

عند الزمن $t = 21$ إلى 42 دقيقة: خطأ التسارع نتيجة ميلان المنصة يصبح الآن موجبًا، بحيث تبدأ سرعة دوران المنصة بالزيادة.

عند الزمن 42 دقيقة: تدور الآن المنصة بنفس السرعة كما للرأسي المحلي.

عند الزمن $t = 42$ إلى 63 دقيقة: بعد 42 دقيقة يبدأ الآن "الرأسي" للمنصة بالدوران بمعدل أسرع من الرأسي الحقيقي، وعند الزمن 63 يكون ميلان المنصة صفرًا مرة أخرى. وعلى أيَة حال، تدور المنصة الآن بمعدل أسرع من الرأسي المحلي.

عند الزمن $t = 63$ إلى 84 دقيقة: تتغير إشارة ميلان المنصة بحيث تبدأ سرعة دوران المنصة بالتباطؤ حتى الزمن 84 دقيقة حيث تدور عندها بنفس السرعة كما للرأسي المحلي.

وتتكرر الدورة كاملة خلال الدقائق الـــ 84 التالية، وهكذا.

3.2.6 محاور المنصة Platform axes

المنصة أو إطار محور القياس بالقصور الذاتي الذي يتم تبنِّيه عادة لزوايا خطوط العرض الأقل من 80^o هو إطار محور مرجعي أرضي يُعرف باسم "إطار محور المستوى المحلي التابع للشمال" أو "المحاور الشمالية، والشرقية، والسفلية" (ارجع إلى الشكل (30.5)، الفصل الخامس).

ويتم تبنِّي أنظمة إحداثية بديلة للملاحة فوق المناطق القطبية، وهذه سيتم مناقشتها لاحقًا.

في حالة نظام الملاحة بالقصور الذاتي بآلية المنصة المستقرة، فإن هذا يتيح لزوايا الجيمبال بأن توفر قراءة مباشرة لزوايا يولر، أي زوايا الاتجاه، والانحدار، والميل الجانبي.

يجب ملاحظة أن مصطلح المنصة يُستخدم بشكل عام، ويمكن أن يشير إلى المنصة المستقرة الجيمبالية، أو المنصة المستقرة التقديرية التي يتم المحافظة عليها في كمبيوتر نظام الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَم التثبيت.

1.3.2.6 حدود تصحيح السرعة الزاويّة

Angular rate correction terms

مثلما شُرِح سابقًا في الفصل الخامس، القسم 3.5، فإنه من الضروري دوران الإطار المرجعي المشتق بواسطة الجيرو بسرعات مناسبة بحيث يبقى مصطفًا مع إطار المحور المحلي الشمالي، والشرقي، والسفلي.

حدود تصحيح سرعة الأرض وسرعة المركَبة مبيّنة في الجدول (1.6) كمرجع.

الجدول (1.6): حدود تصحيح السرعة الزاويّة

حد السرعة	المحور الشمالي	المحور الشرقي	المحور السفلي
سرعة الأرض	$\Omega \cos\lambda$	0	$\Omega \cos\lambda$
سرعة المركَبة	V_E/R	$-V_N/R$	$-(V_E/R)\tan\lambda$

يجب ملاحظة أن الكمية R في حدود سرعة المركَبة هي بُعد الطائرة عن مركز الأرض وتساوي R_0 زائدًا ارتفاع الطائرة، H. أي أن:

$$R = R_0 + H \quad (6.18)$$

قيمة R_0 هي 6,378,137 متر. ويجب إجراء تصحيح إضافي أيضًا للأخذ في الاعتبار أن الأرض بيضاوية وليست كروية تمامًا.

2.3.2.6 حدود تصحيح التسارع Acceleration correction terms

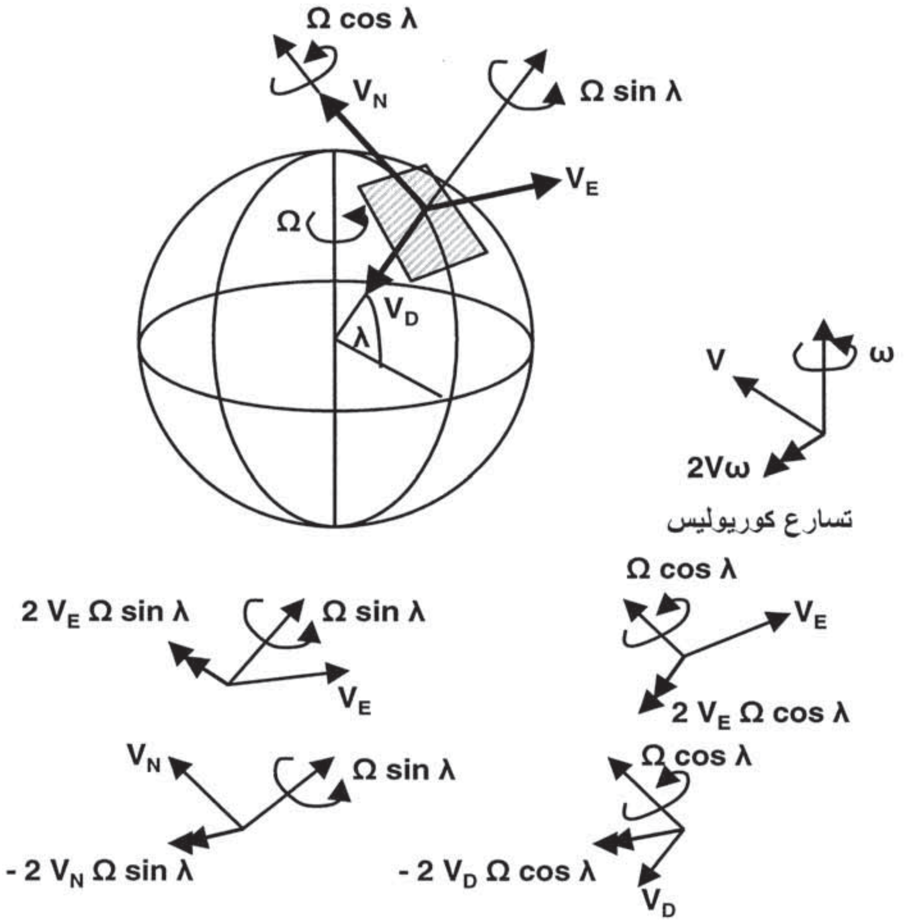
يدور إطار المحور الشمالي، والشرقي، والسفلي بالنسبة إلى إطار المحور القصوري الذاتي، وهذا يعمل على إدخال تعقيدات إضافية في اشتقاق معدل تغيُّر سرعة الأرض على طول المحورين الشمالي والشرقي. وهذا لأن الحركة الخطية للطائرة مُعرَّفة بالنسبة إلى هذين المحورين اللذين بدورهما يدوران مع دوران الأرض.

ويتم إدخال تسارعات كوريوليس بسبب الحركة الخطية بالنسبة إلى إطار محور دائر، لأن المسار في الفضاء هو منحني. وقد سُمِّيَت تسارعات كوريوليس بهذا الاسم نسبة إلى عالم الرياضيات الفرنسي الذي صاغ المبادئ العامة لدراسة حركة الأجسام في إطار مرجعي دائر في مطلع القرن التاسع عشر.

بالرجوع إلى الرسم الجانبي في الشكل (15.6)، نجد أن تسارع كوريوليس الذي يتم معاناته بواسطة جسم متحرك بسرعة V بالنسبة إلى إطار محور يدور بسرعة زاويّة ω راديان/ثانية يساوي $2V\omega$ ويصنع زاوية قائمة متبادَلة مع متجهي السرعة الخطية والسرعة الزاويّة.

وبالرجوع إلى الشكل (15.6)، نجد أن مُركِّبات تسارع كوريوليس على المحار الشمالية، والشرقية، والرأسية نتيجة مُركِّبات السرعة الخطية للطائرة V_N، و V_E، و V_D، ومُركِّبات سرعة دوران الأرض $\Omega\cos\lambda$ حول المحور الشمالي و $\Omega\sin\lambda$ حول المحور الشرقي هي:

المحور الشمالي	$2V_E\,\Omega\sin\lambda$
المحور الشرقي	$-2V_N\,\Omega\sin\lambda-2V_D\,\Omega\cos\lambda$
المحور الرأسي	$-2V_E\,\Omega\cos\lambda$



الشكل (15.6): تسارعات كوريوليس نتيجة دوران الأرض.

كما أن الطائرة أيضًا تدور في الفضاء عند طيرانها فوق سطح الأرض، لأن الأرض كروية، وهذا يعمل على إدخال مُركِّبات تسارع الطرد المركزي. تسارع الطرد المركزي (وبشكل أدق الجذب المركزي) لجسم متحرك بسرعة V ويدور بسرعة زاويّة ω راديان/ثانية يساوي $V\omega$.

يبيِّن الجدول (2.6) مُركِّبات تسارع الطرد المركزي على طول المحاور الشمالية، والشرقية، والسفلية بالإضافة إلى مُركِّبات تسارع كوريوليس.

الجدول (2.6): حدود تصحيح التسارع

مُركِّبة التسارع	المحور الشمالي	المحور الشرقي	المحور السفلي
كوريوليس	$2V_E\Omega\sin\lambda$	$-2V_N\Omega\sin\lambda-2V_D\cos\lambda$	$-2V_E\Omega\cos\lambda$
الطرد المركزي	$(V_E^2\tan\lambda-V_DV_N)/R$	$-(V_NV_E\tan\lambda+V_DV_E)/R$	$(V_N^2+V_E^2)/R$
الجاذبية الأرضية			$\frac{R_0^2}{(R_0+H)^2}g_0$

مقياس تسارع المحور السفلي (أو الرأسي) يقيس تسارع الجاذبية الأرضية وأيضًا التسارع الرأسي للطائرة، وبهذا فإنه من الضروري تصحيح المُخرَجات لتسارع الجاذبية الأرضية، g.

ينخفض تسارع الجاذبية الأرضية مع زيادة الارتفاع ويتبع قانون التربيع العكسي. قيمة g عند الارتفاع H تعطى بالعلاقة التالية:

$$g=\frac{R_0^2}{(R_0+H)^2}g_0 \qquad (6.19)$$

حيث g_0 قيمة تسارع الجاذبية الأرضية عند سطح الأرض.

القيمة المحلية لتسارع الجاذبية الأرضية g_0 تتغير بمقدار بسيط مع خط العرض. وهذا هو بسبب تسارع الطرد المركزي المتكون بواسطة سرعة دوران الأرض وحقيقة أن الأرض بيضاوية مسطحة عند القطبين. والعلاقة بينهما هي:

$$g_0=g_{equ}\left\{\frac{1+k\sin^2\lambda}{\left(1-e^2\sin^2\lambda\right)^{1/2}}\right\} \qquad (6.20)$$

حيث $g_{equ}=9.7803267714\ \text{m/s}^2$،

و $k=0.00193185138639$،

و $e^2=0.00669437999013$.

معدلات تغيُّر مُركِّبات سرعة الطائرة على طول المحاور الشمالية، والشرقية، والسفلية، $\dot{V}_N$، و $\dot{V}_E$، و $\dot{V}_D$ يتم الحصول عليها بطرح تصحيحات التسارع في الجدول (2.6) من مخرجات مقاييس التسارع الشمالية، والشرقية، والسفلية، a_N، و a_E، و a_D. (وهذه هي مقاييس تسارع تقديرية في حالة نظام الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَم التثبيت).

من المفيد حل مقادير حدود تسارع كوريوليس وتسارع الطرد المركزي لتقييم تأثيراتها، إذا لم يتم تصحيحها. على سبيل المثال، تسارع كوريوليس الذي يتم معاناته عند الحركة في خط مستقيم على سطح الأرض بسرعة 600 عقدة (300 متر/ثانية تقريبًا) عند خط العرض 52^o يساوي:

$$2 \times 300 \times 7.2717 \times 10^{-5} \sin 52 = 0.03438 \text{ m/s}^2$$

حيث $\Omega = 15^o/\text{hour} = 7.2717 \times 10^{-5}$ rads/s. وهذا يكافئ خطأ ميلان 0.03438/g rads، أي 3.5 milli-radians، إذا لم يتم التصحيح.

مقدار حد تسارع الطرد المركزي $V_E^2 \tan \lambda / R$ عند نفس السرعة وخط العرض يساوي 0.01806 m/s^2. وهذا يكافئ خطأ ميلان 1.84 milli-radians، إذا لم يتم التصحيح.

تأثير خطأ الميلان الابتدائي تم تحليله في القسم السابق. وأخطاء الميلان في نظام الملاحة بالقصور الذاتي ذي النوعية الجيدة هو في حدود 0.1 ميللي راديان (0.3 دقيقة قوسية تقريبًا)، وبهذا يمكن ملاحظة أنه يجب إجراء تعويض دقيق لحدود تسارع كوريوليس وتسارع الطرد المركزي.

4.2.6 الاصطفاف الابتدائي وتحديد الاتجاه بالجيرو

Initial alignment and gyro compassing

الملاحة بالقصور الذاتي يمكن أن تكون فقط بدقة الشروط الابتدائية التي أُعِدَّت فيها. ولهذا فهي ضرورية لمعرفة اتجاه مقياس التسارع الذي يقيس المحاور

بالنسبة إلى متجه الجاذبية الأرضية، واتجاه الشمال الحقيقي، والموضع الابتدائي، ومُركِّبات السرعة الابتدائية إلى دقة عالية جدًا.

المرجعان الأساسيان المستخدمان لاصطفاف أيّ نظام قصور ذاتي هما متجه الجاذبية الأرضية ومتجه دوران الأرض.

عملية الاصطفاف الابتدائي بشكل أساسي متشابهة في نظام الملاحة بالقصور الذاتي ذي المنصة المستقرة ونظام الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَم التثبيت. والاختلاف بينهما هو أنه في نظام الملاحة بالقصور الذاتي ذي المنصة المستقرة، تُدار المنصة المستقرة ماديًا لجعلها تصطف مع المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية بتطبيق عزوم دوران المبادرة على الجيروات الرأسية والسمتية على المنصة. وبالتالي فهي سهلة للتصور (واقعيًا). ولكن نظام الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَم التثبيت يقوم بإجراء دورانات المحور ضمن كمبيوتر النظام لتكوين، بالتالي، منصة مستقرة تقديرية كما شُرِح سابقًا.

وعملية التسوية تتم في مرحلتين؛ مرحلة تسوية خشنة متبوعة بمرحلة تسوية ناعمة باستخدام مُخرَجات مقاييس التسارع الأفقية. (في حالة النظام المُحكَم التثبيت، هذه هي مقاييس تسارع أفقية تقديرية لأن مُركِّبات التسارع الأفقية يتم حوسبتها من مقاييس التسارع المثبَّتة على الجسم باستخدام بيانات الوضع المشتقة بواسطة الجيرو). مُخرَجات مقاييس التسارع الأفقية هذه تتناسب طرديًا مع زاوية الميلان من الأفقي لمقياس التسارع الذي يقيس المحاور عندما تكون الطائرة مستقرة على الأرض. كما أنها تحتوي على تسارعات زائفة وشوشرة نتيجة ضربات الرياح، والتزود بالوقود، وحركة الطاقم والركاب حول الطائرة، الخ.

التسوية الخشنة لنظام الملاحة بالقصور الذاتي ذي المنصة المستقرة يتم الحصول عليها بتغذية مُخرِجات مقياس التسارع مباشرة إلى محركات عزم دوران مناسبة للجيرو الرأسي.

ومرحلة التسوية الناعمة، التي تقوم بترشيح الشوشرة والتسارعات الزائفة، يتم الحصول عليها بواسطة ترشيح مُخرَجات مقياس التسارع قبل تغذيتها إلى

محركات عزم دوران الجيرو الرأسي. وعملية الترشيح بشكل أساسي مشابهة لتلك التي في نظام الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَم التثبيت، والتي سيتم شرحها أدناه. وهي تعتمد على حقيقة أن مُركِّبات التسارع الأفقية المتكاملة، التي تعطي مُركِّبات السرعة الأفقية، يجب أن تكون صفر لأن الطائرة مستقرة على الأرض.

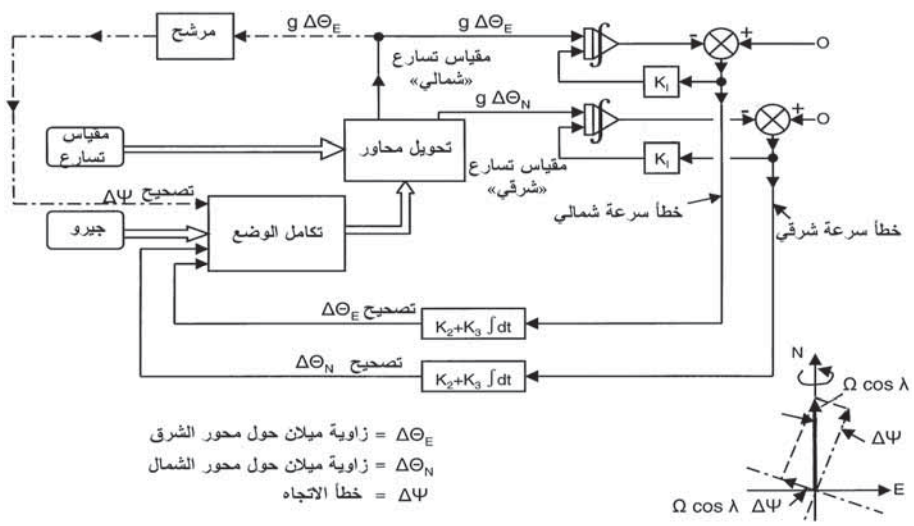
مقاييس التسارع لنظام الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَم التثبيت في الطائرات يتم تثبيتها عادة على طول المحاور الرئيسية للطائرة بحيث إن مقاييس التسارع "الأفقية" المثبَّتة على طول المحورين الأمامي والانزلاق الجانبي لا تستشعر المُركِّبة الكبيرة للجاذبية. وزاويتا الانحدار والميل الجانبي للطائرة صغيرتان لأن الطائرة تكون عادة مستوية تمامًا عندما تكون مستقرة على الأرض. وعملية تكامل وضع الطائرة، باستخدام الدوران الزاويّة المتزايدة للجسم والمقاسة بواسطة الجيروات المُحكَمة التثبيت للانحدار، والدحرجة، والانعراج، يمكن بدؤها بافتراض أن زاويتي الانحدار والميل الجانبي صغيرتان (إذا كانت هذه غير معلومة).

ويتم إجراء التسوية الناعمة باستخدام حقيقة أن أيّ خطأ ميلان، $\Delta\theta_N$ و $\Delta\theta_E$، حول المحورين الشمالي والشرقي المحسوبان سيعمل على اقتران مُركِّبتي تسارع الجاذبية الأرضية $g\Delta\theta_N$ و $g\Delta\theta_E$ في مُركِّبتي التسارع الشمالي والشرعي المشتقتين من مقاييس التسارع. يتم بعد ذلك تكامل مُركِّبات التسارع الأفقية بالنسبة إلى الزمن للحصول على مُركِّبات السرعة الأفقية للطائرة. ومُركِّبات السرعة الأفقية يجب أن تكون صفراً لأن الطائرة مستقرة على الأرض. وأيّ مُركِّبات ناتجة ومقاسة للسرعة الأفقية سيتم بالتالي إعادة تغذيتها بشكل مناسب لتصحيح نظام الميلان والتسوية.

عُرى التسوية بشكل عام هي عُرى من الدرجة الثالثة تستخدِم تكاملات أخطاء السرعة وأيضًا أخطاء السرعة كحدود تحكُّم. كما يتغيّر أيضًا كسب التغذية الخلفية.

يبيّن الشكل (16.6) التسوية الناعمة وعُرى تحديد الاتجاه بالجيرو.

الاصطفاف السمتي الخشن بالنسبة إلى الشمال الحقيقي يتم إجراؤه ضمن درجة أو ما شابه ذلك باستخدام، مثلاً، مرجع مغناطيسي. ويتم إجراء التسوية الناعمة للحصول على الدقة المطلوبة بواسطة عملية تحديد الاتجاه بالجيرو. أثناء مرحلة تحديد الاتجاه بالجيرو، يتم تعديل الاتجاه المحسوب حتى تكون مُركِّبة دوران الأرض المُستشعَرة بواسطة الجيروات حول المحور الشرقي مساوية للصفر.



الشكل (16.6): التسوية الناعمة وعُرى تحديد الاتجاه بالجيرو.

وكما شُرِح سابقًا، فإن مُركِّبات سرعة دوران الأرض، Ω، حول المحاور الشمالية، والشرقية، والسفلية عند زاوية خط العرض، λ، هي:

المحور الشمالي	$\Omega \cos\lambda$
المحور الشرقي	0
المحور الرأسي	$\Omega \sin\lambda$

يبيِّن الرسم الجانبي في الشكل (16.6) مُركِّبات سرعة دوران الأرض التي يتم استشعارها بواسطة الجيروات عندما تكون المحاور الشمالية، والشرقية، والسفلية المشتقة غير مصطفة في المستوى الأفقي بمقدار $\Delta\psi$ عن الشمال الحقيقي. ويمكن

ملاحظة أنه يتم قياس سرعة دوران تساوي $\Omega\cos\lambda\cdot\sin\Delta\psi$ حول المحور المشير إلى الشرق الاسمي، أي $\Omega\cos\lambda\cdot\Delta\psi$، إذا كانت الزاوية $\Delta\psi$ صغيرة.

مقياس التسارع المشير إلى الشمال بالتالي سيميل بعيدًا عن الأفقي بمعدل $\Omega\cos\lambda\cdot\Delta\psi$ في حال غياب أيّ تسوية أو عرى تحديد الاتجاه بالجيرو. (هذا بافتراض أن التصحيحات المناسبة أُجرِيَت للتعويض عن $\Omega\cos\lambda$ و $\Omega\sin\lambda$، على التوالي).

نظام تحديد الاتجاه بالجيرو ذو العروة المغلقة يمكن تكوينه كما هو مبيَّن في الشكل (16.6) باستخدام تسارع المحور الشمالي المرشح بشكل مناسب والمشتق من مقاييس التسارع والجيروات؛ حيث يتناسب التسارع مع الميلان عن الأفقي، $\Delta\theta_E$، حول المحور الشرقي.

تقوم عروة تحديد الاتجاه بالجيرو بتعديل الاتجاه المحسوب حتى تكون المُركِّبة الشرقية لقياس السرعة الزاويّة للجيرو في المستوى الأفقي مساوية للصفر، ويتم تقدير سرعة الدوران الزاويّ حول المحور الشرقي من تصحيح ميلان المحور الشرقي الذي تم تجميعه $\left(\Delta\theta_E = \int\Omega\cos\lambda\cdot\Delta\psi\, dt\right)$.

عدم اليقين المسموح في سرعة انجراف الجيرو يمكن تقديره من الدقة المطلوبة لاصطفاف الاتجاه. على سبيل المثال، إذا كانت الدقة 0.1° مطلوبة لزاوية خط العرض 45°، فإن مُركِّبة سرعة الأرض المُستشعَرة عند خط العرض هذا بعدم اصطفاف 0.1° تساوي $\frac{0.1}{57.3}\sin 45$ درجة لكل ساعة، أي 0.017 درجة لكل ساعة.

ويمكن ملاحظة أن مقدار مُركِّبة سرعة الأرض الذي يجب استشعاره يقل مع زيادة خط العرض، بحيث أن تحديد الاتجاه بالجيرو يتم تقييده بشكل فاعل إلى خطوط العرض الأقل من 80°.

العوامل الرئيسية التي تؤثر في دقة الاصطفاف وأزمان الاصطفاف هي:

أ- الميلان الابتدائي.

ب- حركة الطائرة، مثلاً تأثير عواصف الرياح، الخ.

ج- أخطاء انحياز مقياس التسارع وسرعات انجراف الجيرو.

د- تغيُّر الكميات التي في (ج) مع الزمن عند سخونة النظام.

ه- دقة تحليل مقياس التسارع ومبدى الجيرو.

قيم كسب العروة في عرى التسوية وتحديد الاتجاه بالجيرو عادة يتم التحكُّم بها بواسطة مرشح كالْمان لتعطي عملية اصطفاف مُثلى. أزمان الاصطفاف النموذجية هي في حدود سبع دقائق للدقة الكاملة لأداء الملاحة بالقصور الذاتي.

تُستخدَم في بعض الأحيان أزمان الاصطفاف المخفَّضة، ويتم تصحيح النظام ليعطي دقة كاملة للملاحة بالقصور الذاتي بالتحديد المتتابع للموقع باستخدام نظام ملاحة بتحديد الموقع (مثلاً النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي).

5.2.6 تأثير انجراف الجيرو السمتي Effect of azimuth gyro drift

تأثير انجراف الجيرو السمتي هو لتوليد أخطاء الموضع التي تتزايد مع الزمن وهي دالة في الخطأ السمتي، وسرعة الطائرة، وخط العرض.

من القسم السابق عن تحديد الاتجاه بالجيرو، يمكن ملاحظة أن الخطأ السمتي، $\Delta\psi$، سيقوم بفعالية بحقن انجراف $\Omega\cos\lambda\cdot\Delta\psi$ حول المحور الشرقي. وخطأ بمقدار 0.2^{o}، على سبيل المثال، سيؤدي إلى انجراف فاعل بمعدل 0.033^{o} لكل ساعة (تقريبًا دقيقتان قوسيتان لكل ساعة). يتم حقن هذا في عروة شولر (الشكل (13.6)) كاضطراب ($W = 0.033^{o}$/hour) وسيعطي خطأ سرعة شمالي قدره 2 ميل ملاحي/ساعة. وسرعة انجراف الجيرو السمتي سيعطي خطأ في المسافة يتزايد طرديًا مع مربع الزمن. وهذا يعطي خطأ في خط العرض يؤثر في دقة حدود التصحيح الأخرى، مثلاً حد تقارب خط الزوال $V_E / R\tan\lambda$، مما يؤدي إلى خطأ إضافي يتزايد مع الزمن. لهذا السبب، من الضروري الحصول على أداء جيد للجيرو السمتي.

6.2.6 قناة الملاحة الرأسية Vertical navigation channel

لقد أوضحنا في القسم 2.2.6 أن توليف شولر يقوم بفعالية بتقييد تزايد الخطأ مع الزمن في القنوات الأفقية لنظام الملاحة بالقصور الذاتي. لسوء الحظ، على أيّة حال، لا يوجد هناك فعل مثل هذا في القناة الرأسية، والأخطاء الصغيرة في حوسبة حدود تصحيح التسارع الراسي سيتم تكاملها مع الزمن – وفي الواقع، خطأ المسافة الرأسية يتزايد أُسِّيًا مع الزمن. وكما شُرِح سابقًا، فإن حدود التصحيح الأساسية لقناة مقياس التسارع الرأسي هي:

أ- **الجاذبية:** تتغيَّر الجاذبية مع الارتفاع وفقًا لقانون التربيع العكسي. تسارع الجاذبية الأرضية عند الارتفاع H يعطى بالعلاقة التالية:

$$g = \frac{R_0^2}{(R_0 + H)^2} g_0$$

حيث g_0 تسارع الجاذبية الأرضية عند سطح الأرض.

والأخطاء في تصحيح تغيُّر تسارع الجاذبية الأرضية مع الارتفاع تؤدي إلى خطأ في المسافة الرأسية، الذي يتزايد كدالة cosh مع الزمن. كما أن الجاذبية أيضًا تتغيَّر فوق سطح الأرض، ولها قيم شاذة في مواقع معينة.

ب- **تسارع الطرد المركزي:** المركَبة المتحركة فوق سطح الأرض تصف مسارًا دائريًا في الفضاء وبالتالي سوف تعاني تسارعًا طرديًا مركزيًا $(V_E^2 + V_N^2)/R$، حيث V_E و V_N مُركِّبتا السرعة الشمالية والشرقية للمركَبة على التوالي.

ج- **تسارع كوريوليس:** مُركِّبة سرعة دوران الأرض $\Omega \cos \lambda$ حول المحور الشمالي يتم تجميعها مع السرعة الشرقية، V_E، وتولِّد تسارع كوريوليس على طول المحور الرأسي يساوي $2V_E \Omega \cos \lambda$.

يجب ملاحظة أن هناك أيضًا تسارعًا طرديًا مركزيًا صغيرًا نتيجة دوران الأرض يقوم بالتعديل الطفيف لقيمة الجاذبية المحلية.

مراقبة الارتفاع المشتق قصوريًا ذاتيًا ببعض المصادر الأخرى للمعلومات الرأسية مثل ضغط الارتفاع (أو الارتفاع البارومتري) من نظام البيانات الجوية، أو مقياس الارتفاع الراديويّ، تعتبر بالتالي ضرورية للتشغيل لفترة زمنية طويلة.

"الضغط الجوي المعياري" (standard atmosphere) المُستخدَم لاشتقاق الضغط (أو الارتفاع البارومتري) من قياس الضغط الساكن سيتم شرحه في الفصل السابع. والأخطاء يمكن أن تنشأ في الارتفاع (أو العلو) المشتق من الضغط الساكن، على أيّة حال، نتيجة التغيُّرات في معدل الهبوط، وارتفاع الغلاف البيني (التروبوبوز) (tropopause)، وفي درجة حرارة وضغط مستوى سطح البحر. وعلى الرغم من تأسيس إسناد قبل الإقلاع، فإن الصعود أو القيادة خلال ضغط جوي غير معياري (أيْ ذلك الذي يختلف عن المعيار المفترَض) يمكن أن يؤدي إلى أخطاء في معدل الارتفاع حتى 8 في المئة مع أخطاء مقابلة في الارتفاع.

نظام القصور الذاتي دقيق على مدى فترة قصيرة شريطة أن يتم بدؤه بشكل صحيح، وله أيضًا استجابة ديناميكية ممتازة. المزج الأمثل للارتفاع المشتق بالقصور الذاتي والمشتق بارومتريًا بالتالي قادر على التعويض إلى حد كبير جدًا عن القصور الموجود في كل مصدر على حدة. نوضح فيما يلي بإيجاز مراحل اشتقاق نظام أمثل للمزج.

افترض أولاً نظام المزج البسيط من الدرجة الثانية المبيَّن في الشكل (17.6) (أ) بالخطوط الغامقة.

عروة التغذية الخلفية البارومترية–القصورية الذاتية قادرة على أن تكون مفتوحة، كما أن الكسبين K_1 و K_2 اللذين يحددان زمن التضاؤل والاستجابة على التوالي قادران أيضًا على أن يتغيَّرا.

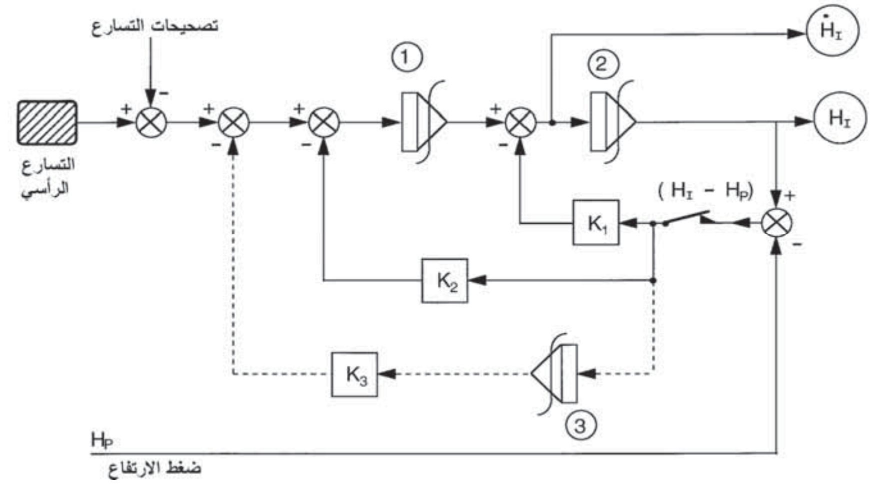
ويمكن التوضيح بأن استجابة النظام تعطى بالعلاقة التالية:

$$H_I = \frac{D^2}{(D^2 + K_1 D + K_2)} H + \frac{(K_2 + K_1 D)}{(D^2 + K_1 D + K_2)} H_P + \frac{1}{(D^2 + K_1 D + K_2)} \Delta a_D \quad (6.21)$$

حيث H الارتفاع الحقيقي، و H_P ضغط الارتفاع، و Δa_D خطأ التسارع الرأسي غير المصحح، وH_I الارتفاع البارومتري/القصوري الذاتي الممزوج.

المكوِّن المشتق قصوريًا ذاتيًا لـــ H_I، أي $\frac{D^2}{(D^2+K_1D+K_2)}H$، يقوم بإقران الارتفاع المقاس قصوريًا ذاتيًا خلال دالة انتقال من الدرجة الثانية لمرشح إمرار عالٍ، الذي يستجيب للتغيرات الديناميكية في الارتفاع بدون تخلُّف، ولكن يقوم "بالصدر بالتيار المباشر" لقيمة حالة الاستقرار.

والمكوِّن المشتق بارومتريًا لـــ H_I، أي $\frac{(K_2+K_1D)}{(D^2+K_1D+K_2)}H_P$، يقوم بإقران الارتفاع المشتق بارومتريًا خلال مرشح إمرار منخفض، الذي يعمل على تنعيم إشارة ضغط الارتفاع وتوهين الشوشرة الموجودة في الإشارة. الاستجابة الديناميكية بالتالي تتباطأ بواسطة مرشح الإمرار المنخفض، ولكن قيمة حالة الاستقرار لضغط الارتفاع لن تتأثر. التجميع المؤلَّف من المكوِّنين يؤدي إلى استجابة سريعة بمحتوى شوشرة منخفضة.



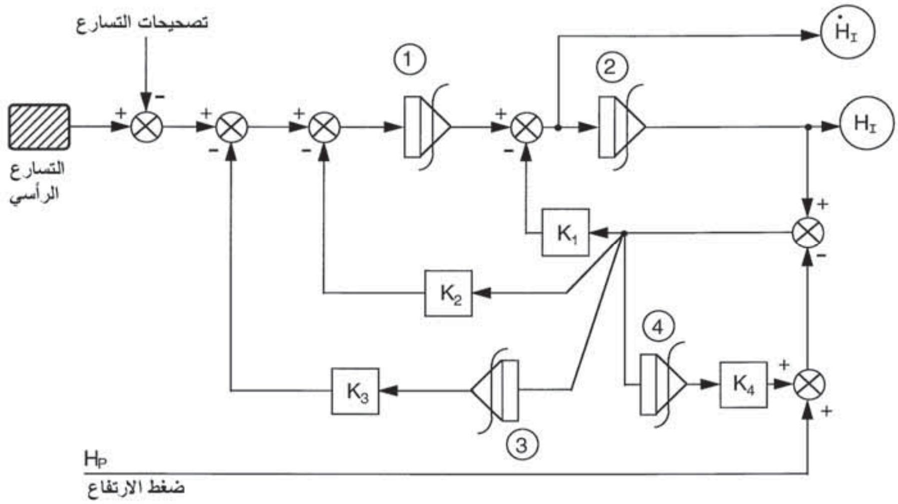
الشكل (17.6) (أ): المزج البارومتري–القصوري الذاتي.

تبيِّن الخطوط الغامقة المزج البارومتري–القصوري الذاتي البسيط من الدرجة الثانية. وتصحيح حد التكامل للانجراف القصوري الذاتي مبيّن بالخطوط المنقطة (نظام من الدرجة الثالثة).

ومع ذلك، لا يوجد هناك تعويض عن الانجراف لقناة القصور الذاتي. وبافتراض أن النظام تم ضبطه قبل الطيران، فإن الخطأ السائد سيكون من المحتمل التعويض الرديء عن 'g' عند الارتفاعات العالية نتيجة الخطأ في الارتفاع بحيث إن Δa_D ستزداد. وهذا بدوره سيؤدي إلى زيادة التوازن بين H_P و H_I. في صعود العروة المغلقة، فإن الارتفاع القصوري الذاتي، H_I، سيتم إجباره على تتبع التغيرات في ضغط الارتفاع، H_P، مع نشوء محتمل لأخطاء في معدل الارتفاع حتى 8 في المئة. صعود العروة المفتوحة، على أيّة حال، سيؤدي إلى أن يصبح النظام غير مستقر تباعديًا نتيجة أخطاء التسارع غير المعوَّض عنها. العبور الذي سيحدُث عادة عند إغلاق العروة يمكن خفضه بواسطة طور "إعادة التهيئة السريعة"، الذي فيه يتم زيادة كسب التغذية الخلفية K_1 مؤقتًا.

المرحلة التالية هي تصحيح انجراف قناة القصور الذاتي عن طريق إضافة حد تصحيح تكاملي $K_3 \int (H_P - H_1)dt$، الذي يتم تغذيته إلى مُدخَلات المكامِل الأول (1) كما هو موضح بالخطوط المنقطة في الشكل (17.6) (أ). هذا سيعمل على تحسين أداء صعود العروة المفتوحة (أيْ قصور ذاتي نقي) لأن قناة القصور الذاتي ستبدأ في حالة متوازنة تمامًا. ومع ذلك، وحتى مع إعادة التهيئة السريعة، فإن النظام لا يستطيع الاستقرار بدون العبور الطويل عند إعادة غلق العروة. وهذا لأنه لإجبار H_I بأن تساوي H_P يتطلب تعويضاً انجرافياً إضافياً من المكامِل (3) للتكيف مع الخطأ الجديد في تصحيح 'g' بعد صعود العروة المفتوحة.

هذا الوضع يمكن تحسينه بإضافة المُكامِل الرابع (4) كما يبيِّن الشكل (17.6) (ب) لتصحيح خطأ ضغط الارتفاع، لأن نظام القصور الذاتي سيقيس التغيرات في الارتفاع على مدى فترة قصيرة بدقة إذا تم بدؤه بشكل صحيح. وهذا يلغي العبور عند إعادة غلق عروة القصور الذاتي ويؤدي إلى محاولة للعمل في ارتفاع "حقيقي".



الشكل (17.6) (ب): المزج البارومتري–القصوري الذاتي من الدرجة الرابعة (مع الصحيح لانجراف قناة القصور الذاتي وخطأ ضغط الارتفاع).

الأداء الأمثل على مدى مخطط حدود الطيران يتطلب بأن تكون حالتا الكسب K_1، و K_2، و K_3، وK_4 متغيرة. وهذا يمكن تحقيقه بفعالية بواسطة مرشح كالْمان. مع مرشح كالْمان، فإن مصفوفة التغاير، التي تقوم بمقارنة الأخطاء في متغيرات حالة النظام، تعكس التاريخ السابق للنظام. على سبيل المثال، إذا كانت الفترة المطوّلة للرحلة المستوية أدت إلى نظام قصوري ذاتي متوازن جدًا، وبالتالي بالمقابل صاحبها قيم صغيرة من التغيُّرات، فإن التباين بالكامل تقريبًا الناشئ عند بدء الصعود سوف يُنسب إلى الضغط الجوي غير العادي. ويمكن بالتالي تصميم مرشح كالْمان بحيث يكون له إمكانية معرفة البنية التركيبية للضغط الجوي واستغلال الفترة القصيرة للمعرفة.

لقد ذكرنا سابقًا أهمية إمكانية اشتقاق متجه سرعة الطائرة من مُخرَجات متجه السرعة الأرضية، V_G، لنظام الملاحة بالقصور الذاتي والسرعة الرأسية المشتقة بارومتريًا/قصوريًا ذاتيًا، $\dot{H}_I$. مقدار متجه السرعة يساوي $\sqrt{V_G^2 + \dot{H}_I^2}$. والزاوية التي يصنعها متجه السرعة مع الأفقي تساوي $\tan^{-1} \dot{H}_I / V_G$.

7.2.6 خيارات إحداثيات المِلاحة

Choice of navigation co-ordinates

خيارات نظام الإحداثيات للمِلاحة تتخفض بشكل خاص إلى أيٍّ من:

أ- الإحداثيات الكروية (خط العرض/خط الطول).

ب- جيوب تمام الاتجاه.

نظام الإحداثيات الكروية "قطبين" رياضيين أو (singularities) حيث تكون قيمة إحدى الإحداثيات (خط الطول) غير محدَّد (indeterminate). وبالقرب منه وبسبب معدل التغير العالي للإحداثي فإن عملية نصب أي جهاز أو نظام تكون غير عملية (معدل خط الطول، $\dot{\mu}=\frac{V_E}{R}\sec\lambda$، يصبح ما لانهاية عندما $\lambda = 90^0$). بالنظام الإحداثي لخط العرض/خط الطول (يُعرَف أيضًا باسم النظام الجغرافي أو "الجيوديسي" (geodetic)) فإن هذين القطبين هما القطبان الشمالي والجنوبي الحقيقيان للأرض. وهذا النظام الإحداثي يعتبر مقبولاً بشرط أن لا يكون هناك متطلب للملاحة في المناطق القطبية. وهو أيضًا يوفر معلومات عن خط العرض وخط الطول لعرضها على طاقم الرحلة.

وعندما تكون الإمكانية الملاحية القطبية مطلوبة، فإن هناك ثلاث طرق ممكنة للتغلب على الصعوبة، وهذه هي:

أ- نظام الإحداثيات الكروية فيه القطبان مُبعَدان إلى مناطق أخرى.

ب- نظام "أحادي القطب".

ج- جيوب تمام الاتجاه.

نظام الإحداثيات الكروي بالقطبين المبعدين يؤدي إلى تعقيدات إضافية في التصحيحات البيضاوية نتيجة عدم التناسق الناشئ عن عدم الاصطفاف بين المحور الإحداثي الرئيسي والمحور البيضاوي الجغرافي. وبشكل أكثر جدِّية، فهو حل بفائدة مقيدة لأن المفرديات لا تزال موجودة.

قيود المساحة لا تسمح بمناقشة النظام "الأحادي القطب" بتوسع. إنه حل وسطي وله مفردية واحدة فقط (التي يمكن اعتبارها القطب الجنوبي إذا تطلب ملاحة قطبية مثلاً). ومرة أخرى، فهو ليس حلاً عامًّا وليس جديرًا بأن يوصى به مقارنة بالحل الثالث، أيْ نظام جيب تمام الاتجاه.

نظام جيب تمام الاتجاه هو النظام المُستخدَم بشكل عام. في هذا النظام، إحداثيات أيّ نقطة هي جيوب تمام الاتجاه الثلاثة بمتجه نصف قطرها في إطار مرجعي متعامد ومحدد بالأرض وبمركز الأرض (بالإضافة إلى ارتفاعها فوق سطح الأرض). ووضع المنصة يمكن أيضًا وصفه بجيوب تمام الاتجاه بمحاورها في نفس الإطار المرجعي. وهذا النظام ليس له مفرديات. وحالات الحوسبة الأساسية ليست متضمَّنة كثيرًا بشكل أكبر من تلك لحالة الحوسبة لخط العرض/خط الطول، ولا تبدي أيّة مشاكل للنظام المستند على المعالج الدقيق الحديث. ويتطلب حوسبة إضافة منفصلة لاشتقاق خط العرض وخط الطول لغرض العرض إلا أن هذا لا يبدي مشاكل كبيرة.

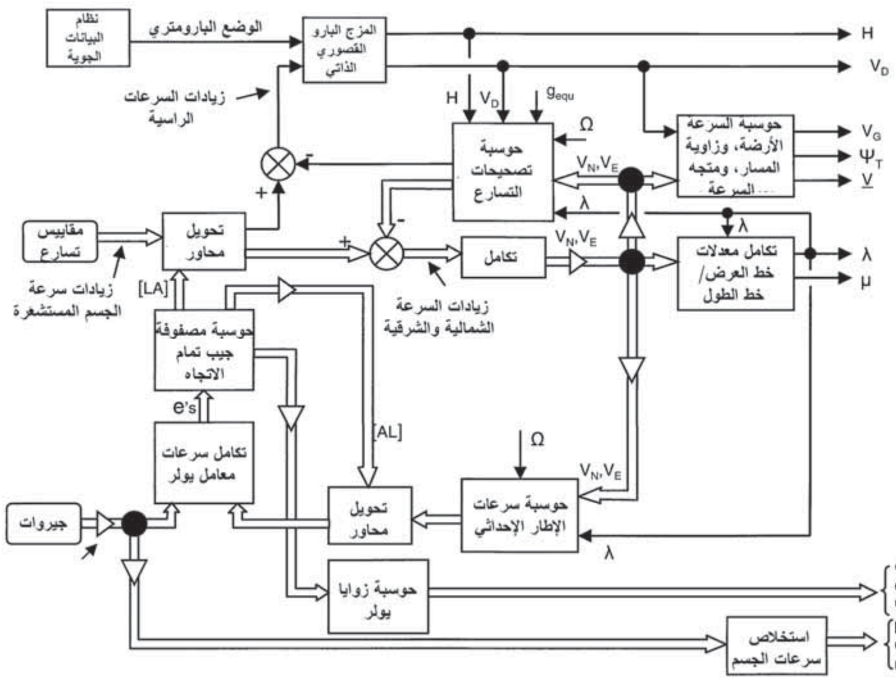
8.2.6 حوسبة نظام المِلاحة بالقصور الذاتي المُحكَم التثبيت

Strap-down IN system computing

يبيّن الشكل (18.6) مخطط تدفق الحوسبة الأساسية لنظام المِلاحة بالقصور الذاتي المُحكَم التثبيت. يقوم نظام المِلاحة بالقصور الذاتي المُحكَم التثبيت بإنجاز نفس الوظائف التي ينجزها النوع ذو المنصة المستقرة. نظام المِلاحة بالقصور الذاتي والعديد من العناصر والمجالات الوظيفية مشترَكة لكِلا النظامين. وهناك مجالان أساسيان في آلية تشغيل التثبيت المُحكَم يؤديان إلى إلغاء نظام الجيمبال. وهذان هما:

1- تكامل الوضع، الذي به يتم اشتقاق وضع المركَبة بعملية تكامل من الدورانات الزاويّة المتزايدة المقاسة بواسطة الجيروات.

2- دقة تحليل مقياس التسارع بشكل مناسب، الذي به يتم تحليل المُخرَجات المصحَّحة لمقاييس التسارع المثبَّتة على الجسم لإنتاج المُركِّبتين الأفقية والرأسية لتسارع للطائرة.



الشكل (18.6): مخطط تدفق حوسبة نظام الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَم التثبيت.

واشتقاق وضع الطائرة من مُخرَجات الجيرو المُحكَم التثبيت بالتحديث المستمر لمعامِلات يولر المتناسقة الأربعة في كل فترة تكرارية قد شُرِح في الفصل السابق (القسم 1.3.3.5). ويتطلب دقة عالية جدًا في عملية تكامل الوضع، وفترة التكامل يجب أن تكون قصيرة قدر الإمكان مما يتوجب استخدام معالج عالي السرعة وخوارزميات تكامل دقيقة (على سبيل المثال، خوارزميات رونج–كوتّا). والتعبير التعامدي (ortho-normalisation) لمصفوفة الانتقال ضروري باستخدام معادلة التقييد لمعاملات يولر $e_0^2 + e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 = 1$.

اشتقاق المُخرَجات المكافئة (أو التقديرية) لمقياس التسارع الرأسي والأفقي من مقاييس التسارع المثبَّتة على الجسم هو كما شُرِح في الفصل الخامس، القسم 2.3.3.5، باستخدام مصفوفة جيب تمام الاتجاه المشتقة من معاملات يولر.

يجب ملاحظة أن زيادات السرعة المشتقة من مُخرَجات معدل النبضة لمقاييس التسارع الثلاثة المثبَّتة على الجسم قد تحتاج إلى تصحيح للأخذ في الاعتبار دوران المركَبة أثناء فترة التكامل عندما يجري تجميع زيادات السرعة. هذه التصحيحات تُعرَف باسم تصحيحات كوريوليس لدوران الجسم وقد استُثنِيَت حتى الآن للتبسيط.

نظام الحوسبة، بعد اشتقاق مُخرَجات مقياس التسارع المكافئة الشمالية، والشرقية، والسفلية وتحويل سرعات الإطار الإحداثي من المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية إلى محاور جسم الطائرة، هو عندئذ مثل آلية تشغيل المنصة المستقرة.

3.6 أنظمة المِلاحة بالقصور الذاتي المُعانة ومرشحات كالْمان

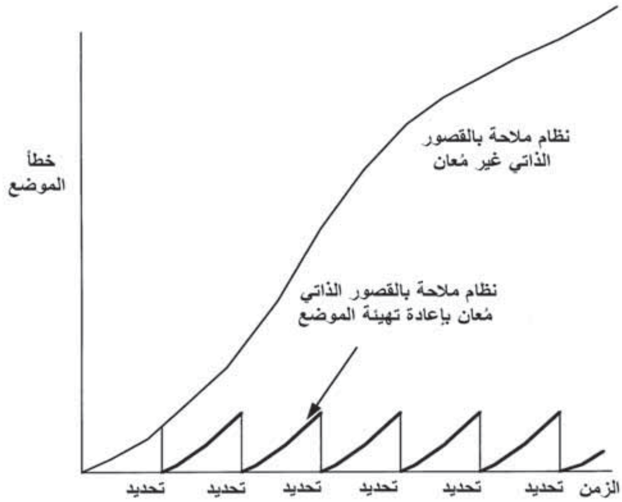
Aided in systems and kalman filters

نمو الخطأ المعتمد على الزمن لنظام الملاحة بالقصور الذاتي تحتِّم ضرورة إدخال أحد أشكال أنظمة الملاحة المُعانة باستخدام مصدر ملاحة بديل لتصحيح الخطأ المتنامي لنظام الملاحة بالقصور الذاتي في الرحلات ذات المسافات الطويلة. على سبيل المثال، وكما أشير سابقًا، نظام الملاحة بالقصور الذاتي غير المُعان ذو النوعية الجيدة بدقة 1 ميل ملاحي/ساعة قد يكون له خطأ موضعي قدره 5 ميل ملاحي/ساعة بعد خمس ساعات من الطيران.

ويمكن استخدام وسائل إعانة ملاحية مختلفة لهذا الغرض، على سبيل المثال، أنظمة GPS، وLORAN-C، و VOR/DME، الخ.

افترض أولاً أنه يُعاد تهيئة موضع بسيط في كل مرة يتم فيه تحديد الموضع، كما هو موضح في الشكل (19.6). الخطأ المتنامي محدود إلا أنه يتبع

نمط سن المنشار (saw tooth)، حيث تعتمد السعة على الفترة الزمنية بين التحديثات، ومقدار أخطاء سرعة القصور الذاتي، وأخطاء الميلان.



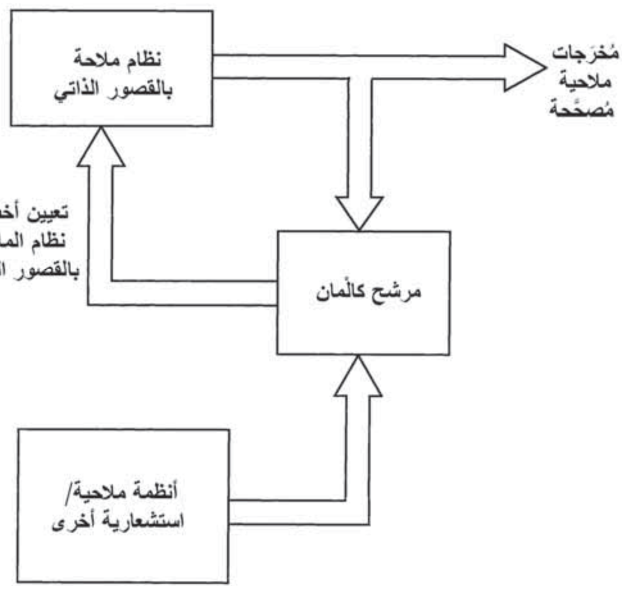
الشكل (19.6): نظام ملاحة بالقصور الذاتي مُعان بإعادة تهيئة الموضع.

والآن افترض أن الأخطاء الموجودة في نظام الملاحة بالقصور الذاتي، مثل أخطاء الوضع، وأخطاء السرعة، وانجرافات الجيرو، وأخطاء مقياس التسارع، الخ، يمكن تعيينها من معلومات تحديد الموقع. هذا هو ما يفعله مرشح كالْمان ويمكن بعد ذلك تطبيق التصحيحات على نظام الملاحة بالقصور الذاتي، كما هو مبيَّن في الرسم التخطيطي في الشكل (20.6). يوفر مرشح كالْمان تحديدًا أمثل لأخطاء نظام الملاحة بالقصور الذاتي، آخذًا في الاعتبار الأخطاء الموجودة في نظام تحديد الموقع. انتشار الخطأ الناتج باستخدام مرشح كالْمان لتعيين وتصحيح أخطاء نظام الملاحة بالقصور الذاتي يتبع النمط المبيّن في الشكل (21.6) – وهذا تحسين جوهري. ويمكن أيضًا استخدام نظام مرجعي دقيق للسرعة، مثل مستشعر السرعة لرادار دوبلر، بالاقتران مع مرشح كالْمان لتعيين وتصحيح أخطاء نظام الملاحة بالقصور الذاتي. وفي الواقع، يمكن تجميع عدد من وسائل الإعانة الملاحية مع نظام ملاحة بالقصور الذاتي بأسلوب أمثل بواسطة مرشح كالْمان. طبيعة تباين خصائص الخطأ لنظام الملاحة بالقصور الذاتي، بالإضافة إلى مختلف

وسائل الإعانة للموضع (والسرعة) يتم استغلالها بواسطة مرشح كالْمان لتحقيق دقة شاملة وأداء أفضل من كل نظام على حِدة. الخلط الأمثل لخصائص كل نظام على حِدة الممكن تحقيقه يمكن ملاحظته من الملخص الموجز أدناه لمصادر الملاحة المختلفة. الترشيح المتتام للأنظمة المتباينة باستخدام المزج البسيط لكسب ثابت قد شُرِح في الفصل الخامس، وأيضًا في القسم السابق عن المزج البارومتري/القصور الذاتي. للتلخيص، فإن مصادر الملاحة المختلفة تتكون من:

1- بيانات الموضع:

- أنظمة GPS، و LORAN-C، و VOR/DME، و TACAN.
- أنظمة الملاحة المعتمدة على التضاريس.
- الرادار.
- التحديدات المرئية (مثلاً، نظام استخدام المشاهدة المركَّب في الخوذة).
- الملاحة الفلَكية (النجمية) (باستخدام متتبعات آلية للنجوم).



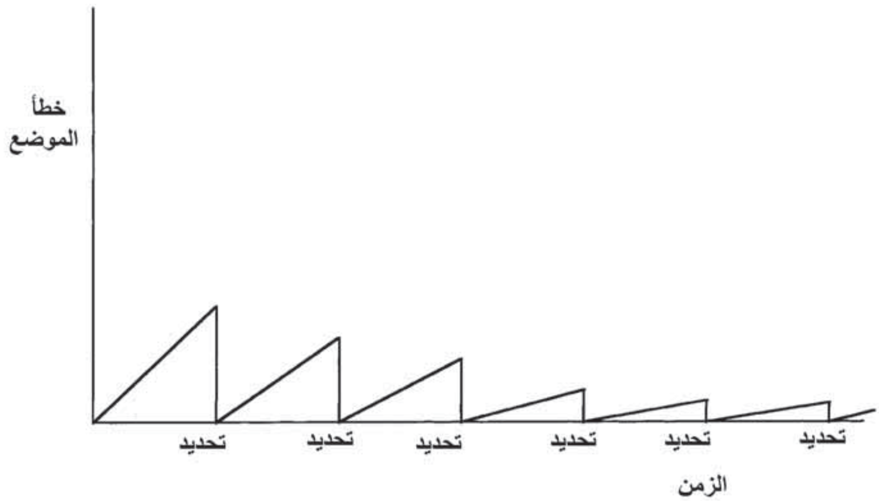
الشكل (20.6): مخطط لنظام ملاحة بالقصور الذاتي مُعان بمرشح كالْمان.

2- **بيانات السرعة:**

- رادار دوبلر.
- نظام GPS.

3- **بيانات الارتفاع:**

- الارتفاع البارومتري من كمبيوتر البيانات الجوية.
- مقياس الارتفاع الراديويّ.



الشكل (21.6): نظام ملاحة بالقصور الذاتي مُعان بمرشح كالْمان.

هذه المصادر توفر معلومات جيدة في المتوسط عند التردد المنخفض إلا أنها تخضع لشوشرة التردد العالي نتيجة مسبِّبات مثل شوشرة الجهاز، وتأثيرات الضغط الجوي، وذبذبة الهوائي، وتأثيرات الأرض غير المستوية، الخ.

وعلى العكس من ذلك، توفر أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي محتوىً جيداً للمعلومات العالية التردد (أعلى من تردد شولر) على الرغم من حركة المركَبة. المعلومات المنخفضة التردد، على أيّة حال، سيئة نتيجة الخصائص المتأصلة للانجراف ذي الفترة الطويلة، كما شُرِح سابقًا.

يجب التأكيد عند هذه المرحلة أن مرشح كالمان يمكن استخدامه لتوفير تعيين أمثل للأخطاء في أيّ نظام للقياس واستخدامه ليس مقتصرًا على أنظمة الملاحة، على الرغم من أنه كان فاعلاً في هذا المجال. من الأمثلة على التطبيقات الأخرى تتضمن:

- أنظمة التتبع الآلية الرادارية، التي تعمل بالأشعة تحت الحمراء.
- الكشف عن الفشل وفي مستشعرات المراقبة المتعددة (للوفرة).
- الاصطفاف الابتدائي وتحديد الاتجاه بالجيرو لنظام الملاحة بالقصور الذاتي.

مرشح كالْمان قُدِّم لأول مرة في عام 1960 من قِبَل الدكتور ريتشارد كالْمان (Dr. Richard Kalman) (انظر قائمة المراجع في نهاية هذا الفصل). وهو بشكل أساسي خوارزمية مثلى للمعالجة التكرارية للبيانات يقوم بمعالجة قياسات المستشعر لتعيين الكميات (الحالات) ذات الاهتمام للنظام باستخدام:

1- المعرفة بالنظام وديناميكية جهاز القياس.
2- نموذج إحصائي لحالات عدم اليقين لنموذج النظام، والشوشرة، وأخطاء القياس.
3- معلومات الشروط الابتدائية.

الطبيعة التكرارية للمرشح، أيْ باستخدام نفس المعادلات عدة مرات، تجعل منه ملائمًا للكمبيوترات الرقمية. ويحتاج المرشح فقط القيمة الأخيرة لحالة النظام لخزنها ولا يحتاج إلى قيمة المشاهدات القديمة للاحتفاظ بها. وهذا يقلل كثيرًا من كمية الخزن الكمبيوتري المطلوب.

التطبيق الأساسي لمرشح كالْمان على نظام الملاحة الممزوج موضح في مخطط التدفق في الشكل (22.6). يحتوي المرشح على نموذج خطأ لجميع الأنظمة المتضمَّنة، مما يتيح نمذجة السلوك الديناميكي لأخطاء النظام. ويحتوي الكمبيوتر على التقدير الحالي لكل حد في نموذج الخطأ، وهذا التقدير، الذي يستند على جميع

القياسات السابقة، يتم تحديثه بشكل دوري. وفي نهاية زمن كل قياس جديد، يتم التنبؤ بالفرق في مُخرَجات النظام استنادًا إلى التقدير الحالي للأخطاء في الأنظمة. هذا الفرق بين القياسات التي تم تنبؤها والقياسات الفعلية يُستخدَم بعد ذلك لتحديث كل تقديرات الأخطاء خلال مجموعة من معاملات الترجيح – أيْ حالات كسب كالْمان. معاملات الترجيح هي متغيرات يتم حوسبتها بشكل دوري في كمبيوتر النظام وتستند إلى نموذج الخطأ الإحصائي المفترَض للأخطاء. والتهيئة تأخذ في الاعتبار التاريخ الماضي للنظام بما في ذلك تأثيرات المعلومات المطبقة السابقة وحركات المركَبة التي تؤثر في أخطاء النظام.

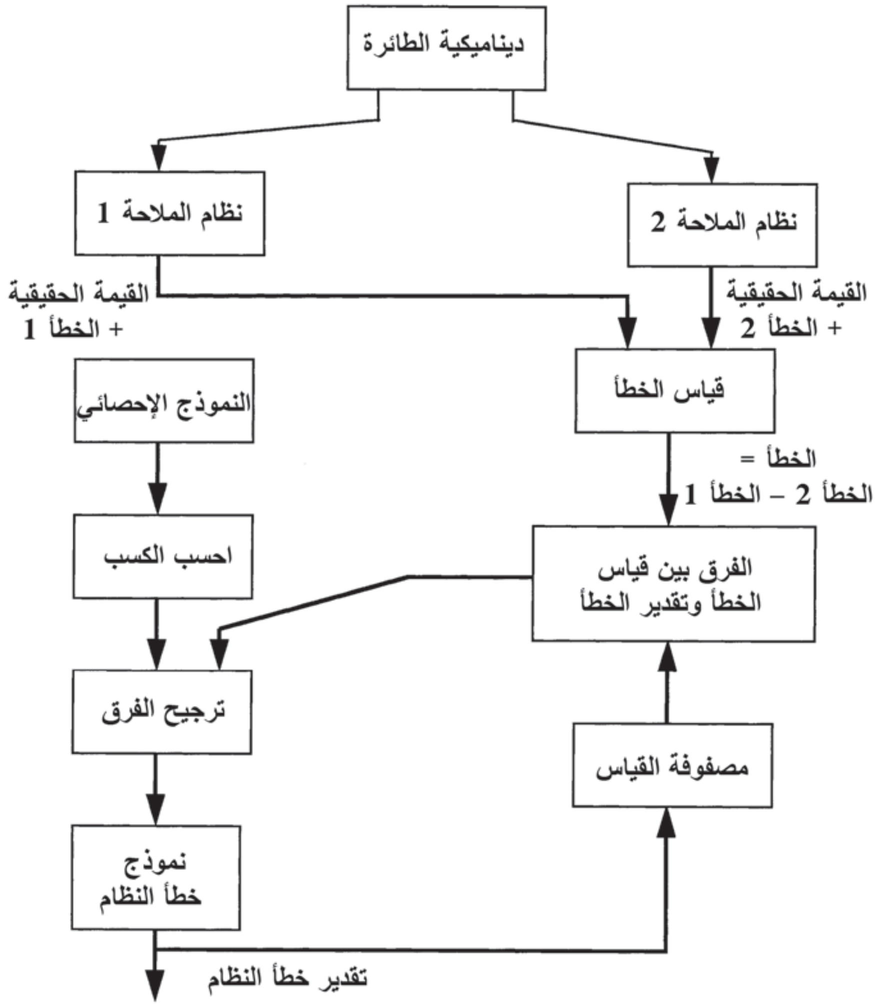
السمة الأساسية لمرشح كالْمان هو أن قياسات الأخطاء التي أُجرِيَت لنوعية واحدة (أو لمجموعة من نفس النوعيات) يمكن استخدامها لتحسين تقديرات نوعيات الأخطاء الأخرى في النظام. على سبيل المثال، تقنية ترشيح كالْمان تؤدي إلى تحسين في دقة سرعة نظام الملاحة بالقصور الذاتي بمزيَّة الترابط القوي بين خطأ الموضع (الكمية المقاسة) وسرعة الخطأ، الذي هو في الأساس التكامل المباشر لخطأ الموضع.

نبيِّن في الصفحات التالية استعراضًا تقديميًا عن ترشيح كالْمان بهدف شرح بعض العمليات الأساسية والمصطلحات المستخدَمة بحيث يمكن للقارئ المهتم متابعة الأبحاث العلمية الموسعة حول هذا الموضوع (وهناك قائمة بالمراجع في نهاية هذا الفصل). يجب ملاحظة أن تطبيقات ترشيح كالْمان وحدَها يمكن أن تشْغل كتاب سميك نسبيًا – على سبيل المثال، AGARDOGRAPH رقم 139 "نظرية وتطبيق ترشيح كالْمان" (*Theory and Application of Kalman Filtering*) هو كتاب بغلاف غير مقوّى سمكه تقريبًا 2.5 سنتيمتر (بوصة واحدة).

العنصر الأساسي في مرشح كالْمان هو "نموذج خطأ النظام" (system error model) الذي يقوم بنمذجة السلوك الديناميكي لأخطاء النظام. والسلوك الديناميكي للنظام يمكن تمثيله بمعادلات تفاضلية خطية n، حيث n عدد متغيرات الحالة في النظام. وفي شكل مصفوفة فإن هذا يصبح:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{AX} + \mathbf{BU} \tag{6.22}$$

حيث **X** متجه حالة النظام المحتوي على n متغيرات حالة، و **A** المعامل أو مصفوفة الوضع، و **B** مصفوفة الدفع، و **U** مُدخَل متجه الحالة. (الحروف الغامقة تدل على المصفوفات).



الشكل (22.6): تطبيق مرشح كالْمان على أنظمة ملاحة ممزوجة.

عند اشتقاق مرشح كالْمان، فإن **U** افترُِضت بأنها متجه لتتابعات من الشوشرة الجاوسية، البيضاء، الغير انحيازية.

ومعادلات الحالة للأخطاء في محور واحد من نظام الملاحة بالقصور الذاتي سيتم اشتقاقها أدناه كمثال. بالرجوع إلى المخطط المبسط في الشكل (11.6) نجد أن:

خطأ الموضع = ΔP

خطأ السرعة = ΔV

خطأ الميلان = $\Delta\theta$

خطأ انجراف الجيرو = W

خطأ انحياز مقياس التسارع = B

العلاقات بين هذه المتغيرات مبيَّنة فيما يلي:

$$\Delta\dot{P} = \Delta V \qquad (6.23)$$

$$\Delta\dot{V} = -g\Delta\theta + B \qquad (6.24)$$

$$\Delta\dot{\theta} = \frac{1}{R}\Delta V + W \qquad (6.25)$$

هذه المعادلات يمكن تمثيلها بشكل مصغر كثيرًا على شكل مصفوفة، كما هو مبيّن أدناه:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{P} \\ \Delta\dot{V} \\ \Delta\dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -g \\ 0 & \frac{1}{R} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta P \\ \Delta V \\ \Delta\theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B \\ W \end{bmatrix} \qquad (6.26)$$

أي أن:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{AX} + \mathbf{BU}$$

وكما شُرح في الفصل الخامس، فإن مصفوفة انتقال الحالة، $\mathbf{\Phi_n}$، تربط بين متجه حالة النظام عند الزمن nT، أي $\mathbf{X_n}$، ومتجه حالة النظام عند الزمن $(n+1)T$، أي $\mathbf{X_{(n+1)}}$، حيث T فترة التكرار. وهذه العلاقة هي كما يلي:

$$\mathbf{X}_{(\mathbf{n+1})} = \mathbf{\Phi}_\mathbf{n} \cdot \mathbf{X}_\mathbf{n} \tag{6.27}$$

وبافتراض نظام خطي فإن:

$$\mathbf{\Phi}_\mathbf{n} = e^{\mathbf{A}T} = \mathbf{1} + \mathbf{A}T + \frac{\mathbf{A}T^2}{2} + \cdots \tag{6.28}$$

وإذا كانت فترة التكرار، T، قصيرة فإن:

$$\mathbf{\Phi}_\mathbf{n} \approx \mathbf{1} + \mathbf{A}T + \mathbf{A}^\mathbf{2}\frac{T^2}{2} \tag{6.29}$$

وللمثال البسيط أعلاه فإن:

$$\mathbf{\Phi}_\mathbf{n} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -g \\ 0 & \frac{1}{R} & 0 \end{bmatrix} T + \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -g \\ 0 & \frac{1}{R} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -g \\ 0 & \frac{1}{R} & 0 \end{bmatrix} \frac{T^2}{2}$$

أي أن:

$$\mathbf{\Phi}_\mathbf{n} = \begin{bmatrix} 1 & T & -gT^2/2 \\ 0 & (1-gT^2/2R) & -gT \\ 0 & T/R & (1-gT^2/2\dot{R}) \end{bmatrix} \tag{6.30}$$

وبالتالي فإن:

$$\Delta P_{(n+1)} = \Delta P_n + T\Delta V_n - gT^2/2 \cdot \Delta\theta_n \tag{6.31}$$

وهكذا، الخ.

من التقديرات الابتدائية لحالات عدم اليقين في ΔP، و ΔV، و $\Delta\theta$ عند الزمن $t = 0$، فإن القيم عند الزمن $t = (n+1)T$ يمكن بالتالي اشتقاقها بعملية التكامل خطوة بخطوة باستخدام مصفوفة الانتقال عند كل تكرار.

وكما ذُكِر سابقًا، فإن هذا هو مثال مبسَّط لتوضيح عملية اشتقاق نموذج خطأ ديناميكي.

ونموذج خطأ نظام الملاحة بالقصور الذاتي بمرشح كالْمان نموذجي يحتوي على 17 إلى 22 حالات خطأ. ونموذج الحالة 19 يحتوي على حالات الخطأ التالية: حالتين خطأ موضع أفقي، وحالتين خطأ سرعة رأسي، وثلاثة أخطاء وضع، وثلاثة انحيازات جيرو، وثلاثة أخطاء عامل قياس جيرو، وثلاثة أخطاء انحياز مقياس التسارع، وثلاثة أخطاء عامل قياس مقياس التسارع. والقناة الرأسية لا يتم نمذجتها لأنها غير مستقرة، كما شُرِح سابقًا، بسبب تعويض الجاذبية الأرضية مع الارتفاع، الذي يؤدي إلى تغذية خلفية موجبة لأخطاء الارتفاع. ومعلومات الارتفاع البارومتري من نظام البيانات الجوية يتم تجميعه مع القناة الرأسية لنظام الملاحة بالقصور الذاتي، كما شُرِح سابقًا في عروة المزج البارومتري/القصوري الذاتي. ونموذج الخطأ الذي تم استقباله بواسطة النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي يتكون عادة من 12 حالة.

تُستخدَم مصفوفة القياس، **H**، لاختيار جزء أو مكوِّن متجه الحالة، **X**، الذي يجري قياسه. على سبيل المثال، افترض متجه الحالة:

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \Delta P \\ \Delta V \\ \Delta\theta \\ \Delta P_2 \end{bmatrix}$$

حيث ΔP، و ΔV، و $\Delta\theta$ أخطاء نظام القصور الذاتي وΔP_2 الخطأ في النظام المرجعي للموضع. لاستخلاص $(\Delta P - \Delta P_2)$ فإن مصفوفة القياس $\mathbf{H} = [1 \quad 0 \quad 0 \quad -1]$. وبالتالي فإن:

$$\mathbf{H} \cdot \mathbf{X} = [1 \quad 0 \quad 0 \quad -1] \begin{bmatrix} \Delta P \\ \Delta V \\ \Delta\theta \\ \Delta P_2 \end{bmatrix} = \Delta P - \Delta P_2$$

مصفوفة التغاير لأخطاء التقدير يتم تشكيلها بضرب مصفوفة خطأ متجه الحالة في تبديلها (transpose) – تبديل المصفوفة يعني تبديل صفوف وأعمدة المصفوفة. على سبيل المثال، إذا كانت:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} a & b \\ c & d \end{bmatrix}$$

فإن تبديل المصفوفة $\mathbf{M}$، ويشار إليها بالرمز $\mathbf{M^T}$، هو بالتالي:

$$\mathbf{M^T} = \begin{bmatrix} a & c \\ b & d \end{bmatrix}$$

وكمثال بسيط، مصفوفة التغاير، $\mathbf{P}$، لمتجه الحالة، $\mathbf{X}$، الذي يحتوي على أخطاء الموضع، والسرعة، والميلان، أيْ $\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \Delta P \\ \Delta V \\ \Delta\theta \end{bmatrix}$، هي بالتالي:

$$\mathbf{P} = \mathbf{X}\,\mathbf{X^T} \tag{6.32}$$

أو:

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} \Delta P \\ \Delta V \\ \Delta\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta P & \Delta V & \Delta\theta \end{bmatrix}$$

أو:

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} \Delta P^2 & \Delta P \cdot \Delta V & \Delta P \cdot \Delta\theta \\ \Delta V \cdot \Delta P & \Delta V^2 & \Delta V \cdot \Delta\theta \\ \Delta\theta \cdot \Delta P & \Delta\theta \cdot \Delta V & \Delta\theta^2 \end{bmatrix}$$

يجب ملاحظة أن مصفوفة التغاير متناسقة حول احد القطرين، حيث تشكل عناصر هذا القطر متوسط مربع أخطاء الموضع، والسرعة، والميلان على التوالي. والحدود غير القطرية هي علاقات متبادَلة بين نفس هذه الكميات الثلاثة.

ومصفوفة التغاير تتغيَّر مع الزمن لأن الأخطاء الابتدائية تنتشر مع الزمن. ويتم تعديلها مع الزمن بواسطة مصفوفة الانتقال باستخدام العلاقة التالية:

$$\mathbf{P_{(n+1)} = \Phi_n \cdot P_n \cdot \Phi_n^T} \qquad (6.33)$$

(حيث $\mathbf{\Phi_n^T}$ تبديل $\mathbf{\Phi_n}$).

نوضح فيما يلي بإيجاز استخدام معادلات مرشح كالْمان. والغرض من مرشح كالْمان هو لتقديم تقدير أمثل لمتجه حالة النظام عند التكرار n. وهذا يشار إليه بالرمز $\mathbf{\hat{X}_n}$؛ حيث يدل المنحنى الصغير فوق الرمز على أفضل تقدير. هذا المرشح يمكن شرحه على مرحلتين. "الاستقراء" (extrapolation) يدل على الفترة التي من خلالها يقوم المرشح بمحاكاة عمل النظام بين القياسات. و "التحديث" (update) يحدث عند إجراء أيّ قياس على النظام ويتم تضمينه في تقدير المرشح. الكميات التي تلي الاستقراء, وتسبق مباشرة التحديث رقم n، تُكتَب على الصورة $\mathbf{\hat{X}_n(-)}$؛ وتلك التي تتبع التحديث مباشرة تُكتَب على الصورة $\mathbf{\hat{X}_n(+)}$. أثناء عملية الاستقراء، فإن تقدير المرشح لمتجه حالة النظام يتم تعديله وفقًا لأفضل معرفة متوفرة لديناميكية النظام. أي أن:

$$\mathbf{\hat{X}_n(-) = \Phi_{n-1} \cdot \hat{X}_n(+)} \qquad (6.34)$$

ومصفوفة تغاير الخطأ يتم أيضًا استقراؤها على النحو التالي:

$$\mathbf{P_n(-) = \Phi_{n-1} \cdot P_{n-1}(+) \cdot \Phi_{n-1}^T + Q} \qquad (6.35)$$

حيث $\mathbf{Q}$ مصفوفة التغاير لاضطرابات النظام العشوائي.

وأثناء عملية التحديث فإن الفرق بين القياس الفعلي والقياس الذي أُجرِي للحالة المقدَّرة يتم ترجيحه ويُستخدَم لتعديل تقدير الحالة، أي أن:

$$\mathbf{\hat{X}_n(+) = \hat{X}_n(-) + K_n \cdot \left[Z_n - H\hat{X}_n(-)\right]} \qquad (6.36)$$

حيث $\mathbf{Z_n}$ القياس الفعلي الذي أُجرِي لمتغيِّرات الحالة و $\mathbf{K_n}$ مصفوفة كسب كالْمان.

عوامل الترجيح، أو حالات كسب كالْمان، يتم حسابها من التقدير الحالي لتغاير الخطأ. أي أن:

$$K_n = P_n(-) \cdot H^T \cdot \left[H \cdot P_n(-) \cdot H^T + R\right] \qquad (6.37)$$

حيث **R** قياس مصفوفة تغاير الشوشرة.

يتم بعد ذلك أيضًا تحديث مصفوفة تغاير الخطأ، أي أن:

$$P_n(+) = \left[1 - K_n H\right] \cdot P_n(-) \qquad (6.38)$$

4.6 الأنظمة المرجعية للوضع والاتجاه

Attitude heading reference systems

1.4.6 المقدمة Introduction

كما شُرِح في مقدمة هذا الفصل، فإن الأنظمة المرجعية للوضع والاتجاه هي أنظمة مُحكَمة التثبيت تستخدِم جيروات ومقاييس تسارع ذات حالة صلبة، وهي بشكل أساسي مشابهة لأنظمة الملاحة بالقصور الذاتي المُحكَمة التثبيت. الاختلافات الأساسية هي في دقة مستشعرات القصور الذاتي والتكاليف التابعة لها. ولا يوجد هناك اختلافات كبيرة في الوثوقية بين النظامين لأن كليهما يستغلان تنفيذ الحالة الصلة.

الميزة الهامة لتوليف شولر باستخدام جيروات ومقاييس تسارع ذات دقة عالية جدًا هي الدقة العالية جدًا (والأساسية) للمرجع الرأسي التي يوفرها النظام – حوالى 0.3 دقيقة قوسية لنظام الملاحة بالقصور الذاتي ذي النوعية الجيدة. هذه الدقة لا تعتمد على سمة تسارع الطائرة؛ وهي خاصية أساسية لتوليف شولر.

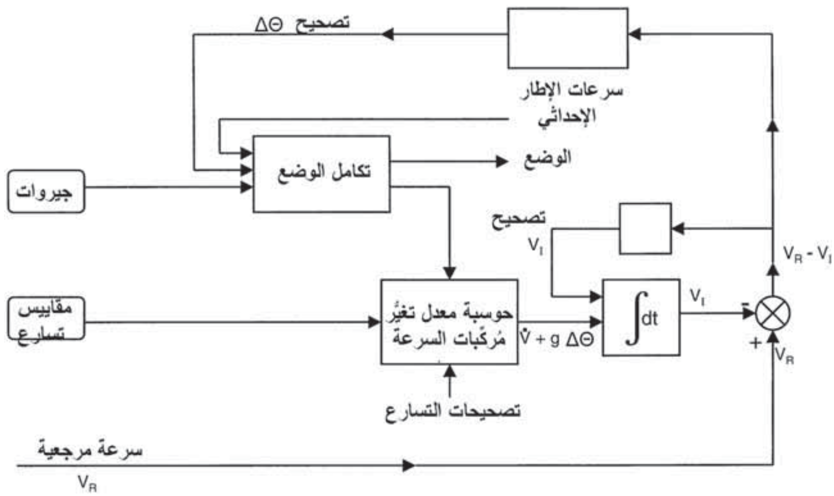
التقييد المنخفض من حيث دقة الجيرو ومقياس التسارع من أجل أن يكون توليف شولر فاعلاً في تقديم دقة مقبولة للمرجع الرأسي في النظام المرجعي للوضع والاتجاه هي حوالى 0.3 درجة/ساعة لعدم اليقين لسرعة انجراف الجيرو و500 μg (دقيقتان قوسيتان من الميلان) لعدم اليقين لانحياز مقياس التسارع.

ارجع إلى القسم 2.2.6، الشكلان (12.6) و(13.6)). ويمكن ملاحظة أن هذه الأخطاء للمستشعر ستؤدي إلى أخطاء رأسية بمقدار 4.2 دقائق قوسية ودقيقتين قوسيتين، على التوالي، وستكون الدقة الرأسية الناتجة بمفردها حوالى 0.1^{o}.

الطريقة البديلة لمراقبة المرجع الرأسي، التي تتيح أداءً منخفضاً ومن ثم تكلفة أقل للجيروات ومقاييس التسارع لاستخدامها في نظام مرجعي اتجاهي للوضع تستند إلى استخدام مصدر سرعة مستقل. هذه التقنية تُعرَف باسم مزج دوبلر/القصور الذاتي أو البيانات الجوية/القصور الذاتي اعتمادًا على مصدر سرعة الطائرة. الأخطاء في المرجع الرأسي الناتجة من تأثيرات التسارع أثناء المناورات يمكن خفضها بنظام المراقبة هذا، شريطة وجود مصدر سرعة دقيق. ويمكن حدوث أخطاء انتقال صغيرة في المرجع الرأسي نتيجة التغيُّرات في سرعات انجراف الجيرو أو أخطاء انحياز مقياس التسارع. وبهذا يجب أن تكون الجيروات ومقاييس التسارع ذات دقة معقولة، على الرغم من أنها يمكن أن تكون أقل بدرجتين مقداريتين من معايير القصور الذاتي.

وهذه الطريقة تستخدِم نفس التقنيات المُستخدَمة في أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي لاشتقاق مُركِّبات سرعة الطائرة من مقاييس تسارع النظام المرجعي للوضع والاتجاه عن طريق تكامل مُخرَجات مقياس التسارع المصحَّحة بشكل مناسب بالنسبة إلى الزمن من الشروط الابتدائية المعروفة.

المصدر الرئيسي للخطأ في مُركِّبات السرعة المشتقة بالقصور الذاتي ينشأ عن الأخطاء الرأسية (أو أخطاء الميلان) في النظام المرجعي للوضع والاتجاه، مما يؤدي إلى أخطاء في تسارع الجاذبية الأرضية التي يتم تكاملها بالنسبة إلى الزمن. لهذا، يتم مقارنة مُركِّبات السرعة المشتقة بالقصور الذاتي مع مُركِّبات السرعة المقاسة بواسطة النظام المرجعي للسرعة. يتم بعد ذلك إعادة تغذية فروق السرعة لتصحيح الأخطاء الرأسية في مرجع الوضع وأخطاء السرعة بالقصور الذاتي. يبيّن الشكل (23.6) فكرة العمل الأساسية.



الشكل (23.6): المراقبة الرأسية باستخدام مزج سرعة دوبلر أو البيانات الجوية/القصور الذاتي.

في حالة مستشعر سرعة دوبلر، فإن السرعة المشتقة بواسطة دوبلر وقصوريًا ذاتيًا يتم مقارنتها على طول المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية، لأن دوبلر هو جزء هام من نظام الملاحة.

وفي حالة الدقة الأقل للأنظمة المرجعية للوضع والاتجاه، فإن مقارنة مُركِّبات السرعة المشتقة من البيانات الجوية بتلك من القصور الذاتي تتم عادة على طول محاور جسم الطائرة.

وآلية تشغيل نظام مزج السرعة المشتقة من البيانات الجوية/القصور الذاتي لمراقبة المرجع الرأسي للنظام المرجعي للوضع والاتجاه المُحكَم التثبيت سيتم شرحها أدناه لتوضيح:

أ- استخدام السرعة المشتقة من البيانات الجوية بدلاً من دوبلر.

ب- استخدام محاور جسم الطائرة كمحاور إطار مرجعية.

ج- تطبيق نظام مرجعي للوضع والاتجاه (AHRS) ذا دقة أقل بجيروات أقل كلفة في نطاق أداء انحياز بِضْع درجات/ساعة.

المراحل الأساسية المتضمَّنة في نظام المراقبة الرأسية مبيَّنة فيما يلي:

اشتقاق مُركِّبات السرعة من نظام البيانات الجوية: يوفر نظام البيانات الجوية مُخرَجات السرعة الجوية الحقيقية، V_T، وزاوية الهجوم/السقوط، α، وزاوية سقوط الانزلاق الجانبي، β.

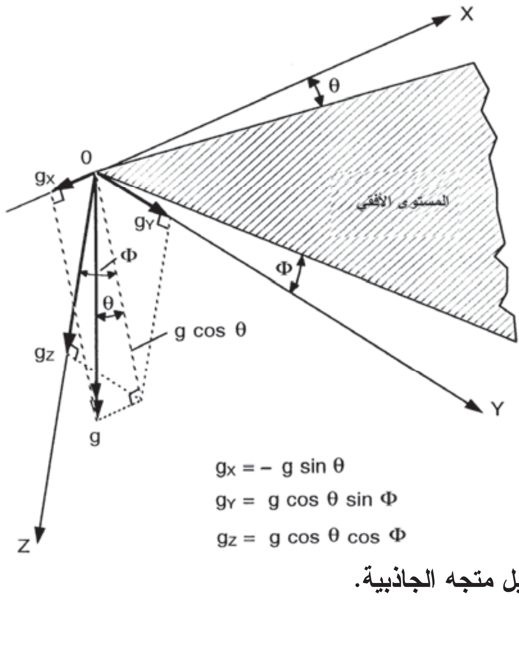
السرعة الأمامية المشتقة من البيانات الجوية، U_A، وسرعة الانزلاق الجانبي، V_A، والسرعة الرأسية، W_A، يتم حوسبتها من مُخرَجات نظام البيانات الجوية V_T، و α، و β، حيث سيُستخدَم الحرف السفلي A من الآن فصاعدًا للدلالة على مصدر U، و V, و W (أيْ أن $U = U_A$ ، و $V = V_A$, و $W = W_A$).

الاشتقاق القصوري الذاتي للسرعة الأمامية وسرعة الانزلاق الجانبي: مُركِّبات تسارع الطائرة على طول محاور الجسم يتم اشتقاقها من المبادئ الأولية في الفصل الثالث، القسم 1.4.3. بالرجوع إلى المعادلات (3.13)، و (3.14)، و (3.15)، لدينا:

التسارع على طول المحور الأمامي $\dot{U} - Vr + Wq = \text{OX}$

التسارع على طول محور الانزلاق الجانبي $\dot{V} + Ur - Wp = \text{OY}$

التسارع على طول المحور الرأسي $\dot{W} - Uq + Vp = \text{OZ}$



الشكل (24.6): تحليل متجه الجاذبية.

بالرجوع إلى الشكل (24.6)، يمكن ملاحظة أن مُركِّبات تسارع الجاذبية الأرضية g_x، و g_y، و g_z على طول المحاور OX، و OY، و OZ، على التوالي، هي:

$$g_x = -g\sin\theta \quad (6.39)$$

$$g_y = g\cos\theta\sin\Phi \quad (6.40)$$

$$g_z = g\cos\theta\cos\Phi \quad (6.41)$$

مُخرَجات مقاييس التسارع الأمامي، والانزلاق الجانبي، والرأسي يُشار إليها بالرموز a_X، وa_Y، وa_Z، على التوالي، حيث:

$$a_X = \dot{U} - Vr + Wq + g_x \quad (6.42)$$

$$a_Y = \dot{V} + Ur - Wp + g_y \quad (6.43)$$

$$a_Z = \dot{W} - Uq + Vp + g_z \quad (6.44)$$

لقد أُهمِلت أخطاء انحياز مقياس التسارع في هذه المرحلة للتبسيط.

من المعادلتين (6.42) و (6.43) يمكننا أن نرى أن $\dot{U}$ و $\dot{V}$ يمكن الحصول عليهما من حوسبة حدًّا مُركِّبة تسارع الطرد المركزي $(-Vr+Wq)$ و $(Ur-Wp)$ وحدًّا مُركِّبة تسارع الجاذبية الأرضية g_x و g_y، وطرح هذه المُركِّبات المحسوبة من مُخرَجَي مقياس التسارع a_X و a_Y، على التوالي. يتم بعد ذلك الحصول على مُركِّبتي السرعة المشتقتان بالقصور الذاتي، U_I و V_I، من خلال تكامل $\dot{U}$ و $\dot{V}$ بالنسبة إلى الزمن.

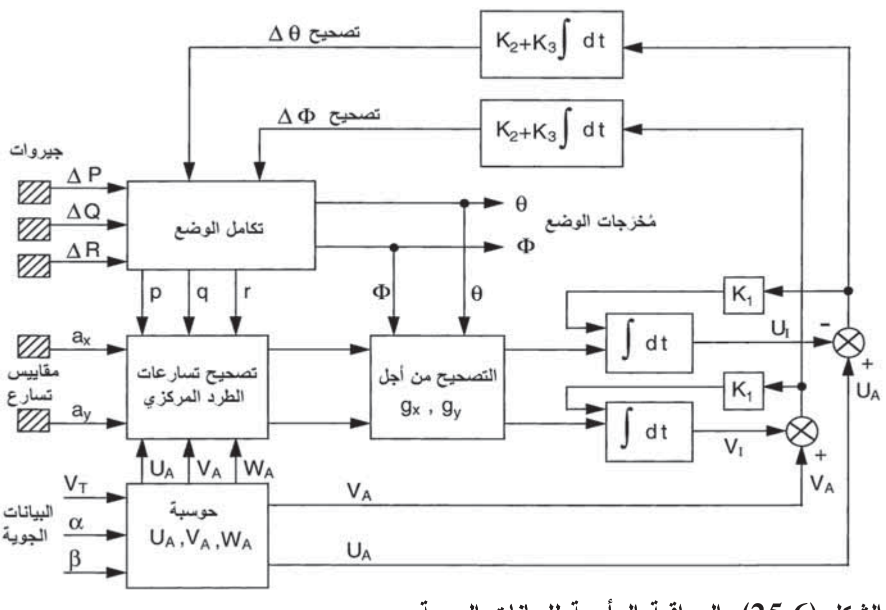
عُرى مزج السرعة المشتقة من البيانات الجوية/القصور الذاتي: يبيّن الشكل (25.6) العُرى الكلية لمزج السرعة المشتقة من البيانات الجوية/القصور الذاتي. الحدَّان المحسوبان لمُركِّبة تسارع الطرد المركزي، $(-Vr+Wq)$ و $(Ur-Wp)$، يتم اشتقاقهما من مُركِّبات سرعة البيانات الجوية U_A، و V_A, و W_A وبهذا فإنه يتم حوسبتها بالنسبة إلى محاور الرياح. وحقيقة أن الكتلة الجوية تُستخدَم كإطار مرجعي، وأن محاور الرياح تتحرك لن تؤثر في قيم هذين الحدَّين المحسوبين لمُركِّبة تسارع الطرد المركزي بشرط أن تكون سرعة الرياح ثابتة. وأيّ تسارع للإطار المرجعي

نتيجة التغيُّرات في سرعة الرياح، مع ذلك، يمكن أن تؤدي إلى أخطاء. وقد أُخِذ هذا الافتراض لأن تسارعات الكتلة الجوية بشكل عام تظهر كعواصف رياح ذات فترة قصيرة نسبيًا، التي يمكن تنعيمها عن طريق مزج البيانات الجوية/القصور الذاتي.

يتم حوسبة مُركّبتي تسارع الجاذبية الأرضية g_x و g_y من قيم زاوية الانحدار، θ، وزاوية الميل الجانبي، Φ، المشتقتين من حسابات الوضع باستخدام البيانات الجوية المتزايدة من الجيروات المُحكَمة التثبيت، كما شُرِح سابقًا.

بتكامل $\dot{U}$ و $\dot{V}$ بالنسبة إلى الزمن نحصل على U_I و V_I، ويتم طرح هاتين القيمتين من القيمتين U_A و V_A المشتقتين من البيانات الجوية للحصول على $(U_A - U_I)$ و $(V_A - V_I)$.

لقد أُهمِلت مُركّبات تسارع كوريوليس للتبسيط. (الكتلة الجوية، بالطبع، تدور مع الأرض). الأخطاء الأساسية عند اشتقاق U_I و V_I هي نتيجة أخطاء الميلان $\Delta\theta$ و $\Delta\Phi$ عند اشتقاق زاوية الانحدار، θ، وزاوية الميل الجانبي، Φ، من مُخرَجات الجيرو، بافتراض أن الأخطاء في تسارعات الطرد المركزي المحسوبة صغيرة. وأخطاء انحياز مقياس التسارع أيضًا افترِضت بأنها صغيرة.



الشكل (25.6): المراقبة الرأسية للبيانات الجوية.

أخطاء الميلان، $\Delta\theta$ و $\Delta\Phi$، تؤدي إلى أخطاء تسارع، $g\Delta\theta$ و $g\Delta\Phi$ (بافتراض أن $\Delta\theta$ و $\Delta\Phi$ زاويتان صغيرتان) عند حوسبة g_x و g_y التي يتم تكاملها بالنسبة إلى الزمن لتؤدي إلى تباعد بين U_I و U_A, و V_I و V_A ما لم يتم تصحيحها. أخطاء سرعة البيانات الجوية/القصور الذاتي، $(U_A - U_I)$ و $(V_A - V_I)$، بالتالي يتم إعادة تغذيتها، كما هو مبيّن في الشكل (25.6):

أ- إلى المكاملَيْن U_I و V_I من أجل إلحاق U_I إلى U_A، و V_I إلى V_A.

ب- إلى كمبيوتر الوضع لتصحيح أخطاء ميلان زاويتي الانحدار والميل الجانبي وخفضها إلى الصفر.

وتحكُّم التناسب زائدًا التكامل، أيْ:

$$K_2(\text{خطأ السرعة}) + K_3 \int (\text{خطأ السرعة})dt$$

يُستخدَم في التغذية الخلفية إلى كمبيوتر الوضع لإلغاء الحالة المستقرة لأخطاء الميلان نتيجة انحياز الجيرو.

قيم كسب التغذية الخلفية، K_1، و K_2، و K_3، يتم اختيارها لضمان التضاؤل الجيد للعُري المغلقة والدقة الكلية الجيدة. وتُستخدَم هذه العُرى أيضًا لاصطفاف النظام المرجعي للوضع والاتجاه عندما تكون الطائرة مستقرة على الأرض، لأن كلاًّ من U_A و V_A تساوي صفراً. وأيّ أخطاء في السرعة تنشأ عن أخطاء الميلان الابتدائي، ولهذا يتم إعادة تغذيتها لتصحيح المرجع الرأسي. يجب ملاحظة أن الطائرة عادة مستوية تمامًا عندما تكون على الأرض لأن زاويتي الانحدار والميل الجانبي صغيرتان بشكل عام. والقيم الخشنة لزاويتي الانحدار والميل الجانبي المُستخدَمة لبدء حوسبة الوضع من المُخرَجات المتزايدة للجيرو يمكن بالتالي وضعها على الصفر وتصحيحها تِباعًا بواسطة عملية الاصطفاف باستخدام مُخرَجات مقياس التسارع.

معلومات الوضع المشتقة بواسطة الجيرو يتم إقرانها خلال مرشح إمرار عالٍ بترددات إمرار في حدود 0.003 Hz (فترة 5.6 دقيقة تقريبًا) أو أقل بحيث

يتم توفير قياس الفترة القصيرة لتغيُّرات وضع الطائرة بشكل أساسي بواسطة الجيرو. ومرجع الوضع المُشتق من مقاييس التسارع يتم ترشيحه بواسطة مرشح إمرار منخفض يقوم بتنعيم الشوشرة المتواجدة وتوهين تقلبات الفترة القصيرة إلى أن يحتفظ بدقة قياس الفترة الطويلة لمرجع الجاذبية الأرضية.

يجب ملاحظة أن هناك تباينات كبيرة في تنفيذ وتطوير أنظمة المزج المستخدَمة بواسطة شركات تصنيع النظام المرجعي للوضع والاتجاه المُحكَم التثبيت. الشرح السابق هو فقط موجز مبسَّط للمبادئ الأولية المستخدَمة؛ حيث إن التصحيحات لسرعة الأرض وسرعة المركَبة قد أُهمِلت أيضًا من أجل التبسيط.

في حالة فقدان سرعة البيانات الجوية، فإن النظام المرجعي للوضع والاتجاه يتحول إلى نظام مراقبة للجاذبية الأرضية وبشكل أساسي مشابهًا في المبدأ لوحدة جيرو رأسي ((vertical gyro unit (VGU) احتياطي بسيط. قدرة الحوسبة المتوفرة، على أيّة حال، ضمن المعالِج المُدمَج في النظام المرجعي للوضع والاتجاه ذي الحالة الصلبة تتيح تنفيذ عروة تسوية (أو تقويم) أكثر تطورًا بثوابت زمنية متغيرة. وإستراتيجية نمط التقويم أثناء المناورات يمكن أيضًا إجراؤها قابلة للتكيُّف بشكل أكبر.

2.4.6 المراقبة السمتية باستخدام مرجع اتجاهي مغناطيسي

Azimuth monitoring using a magnetic heading reference

تحديد الاتجاه بالجيرو ليس مناسبًا للنظام المرجعي للوضع والاتجاه بجيروات ذات دقة أقل – أخطاء اصطفاف بمقدار 1^{o} قد تنشأ من استخدام جيرو بعدم يقين للانحياز 0.1^{o} لكل ساعة. الجيروات النموذجية للنظام المرجعي للوضع والاتجاه هي في نطاق عدم يقين للانحياز 0.3^{o} لكل ساعة إلى 5^{o} لكل ساعة، وبهذا يمكن ملاحظة أنه يجب استخدام طرق أخرى للاصطفاف الابتدائي والمراقبة اللاحقة لاتجاه الطائرة. (يمكن عدم مراقبة الاتجاه لعدة ساعات إذا كان انجراف الجيرو أقل من 0.01^{o} لكل ساعة).

المراقبة المغناطيسية باستغلال المجال المغناطيسي للأرض كمرجع اتجاهي تُستخدَم عادة لاصطفاف ومراقبة مُخرَجات الاتجاه للنظام المرجعي للوضع والاتجاه باستخدام جيروات ليست بجودة القصور الذاتي. وهذا نظام بسيط وقائم بذاته منخفض التكلفة نسبيًا وذو وثوقية عالية. باستخدام مستشعرات مغناطيسية حديثة بتعويض كمبيوتري لأخطاء المستشعر بالإضافة إلى مرجع رأسي دقيق من النظام المرجعي للوضع والاتجاه يتيح تقييد أخطاء الاتجاه بشكل عام إلى أقل من 0.7^{o} لخطوط العرض حتى 60^{o}. والمرجع الاتجاهي المغناطيسي يُستخدَم أيضًا للاصطفاف الابتدائي الخشن لنظام الملاحة بالقصور الذاتي مع إجراء الاصطفاف الناعم بواسطة تحديد الاتجاه بالجيرو.

يجب ملاحظة أن القطبين المغناطيسيين للأرض يحيدان عن المحور القطبي للأرض حيث إن اتجاه الشمال المغناطيسي يختلف عن اتجاه الشمال الحقيقي، والفرق بينهما يُعرَف باسم "التغيُّر المغناطيسي" (magnetic variation). وهذا ليس ثابتًا ويتغير فوق سطح الأرض. تركيزات خام الحديد في القشرة الأرضية، على سبيل المثال، يمكن أن تؤدي إلى تغيرات كبيرة (أو "شذوذ مغناطيسي" (magnetic anomalies)) في التغير المغناطيسي المحلي. وهناك أيضًا تغيرات طويلة المدى في التغير المغناطيسي على مدى سنوات عديدة. وقد قِيس التغير المغناطيسي بدقة فوق مناطق كبيرة من سطح الأرض، وبهذا فإن الاتجاه المغناطيسي يمكن تصحيحه ليعطي اتجاهًا حقيقيًا بإضافة (أو بطرح) التغير المغناطيسي، الذي يمكن حفظه في كمبيوتر النظام.

إن وجود مادة مغناطيسية على الطائرة تؤدي إلى تشويشات محلية في المجال المغناطيسي المقاس للأرض ضمن الطائرة مما يؤدي إلى أخطاء إضافية تُعرَف باسم "الانحراف المغناطيسي" (magnetic deviation). وهذا يُعرَّف بأنه الفرق بين اتجاه الشمال المغناطيسي المقاس في الطائرة وذلك المقاس في نفس الموقع عند غياب الطائرة. وقد أُجرِيَت قياسات شاملة بوجود الطائرة على الأرض لمعرفة مقدار الأخطاء نتيجة البيئة المغناطيسية الداخلية للطائرة.

ويميل المجال المغناطيسي للأرض بشكل عام بزاوية عن الأفقي. هذه الزاوية تُعرَف باسم "الميل الزاويّ" (angle of dip) وتعتمد على خط العرض، الذي هو 0^o تقريبًا بالقرب من خط الاستواء و 90^o عند القطبين الشمالي والجنوب. ويتم تعيين الاتجاه المغناطيسي عن طريق قياس اتجاه المُركِّبة الأفقية للمجال المغناطيسي للأرض. والأخطاء في قياس الاتجاه للمستشعرات المغناطيسية بالنسبة إلى الرأسي سوف تؤدي إلى مُركِّبة للمجال المغناطيسي الرأسي الذي يجري قياسه، وبالتالي ستؤدي إلى خطأ في الاتجاه المغناطيسي. المُركِّبة الرأسية للمجال المغناطيسي تساوي المُركِّبة الأفقية للمجال المغناطيسي مضروبة في ظل الميل الزاويّ، وعند خطوط العرض العالية فإن المُركِّبة الرأسية يمكن أن أكبر بعدة أضعاف من المُركِّبة الأفقية.

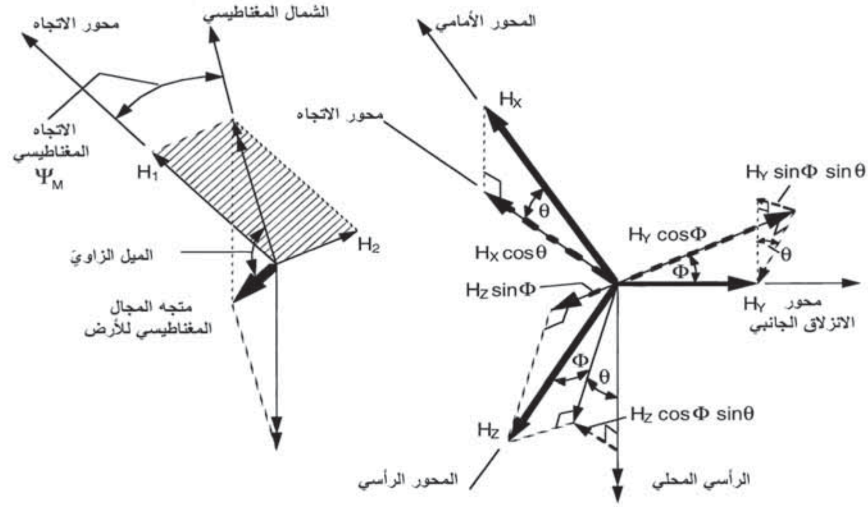
خطأ الاتجاه المغناطيسي الناشئ عن الخطأ الرأسي بالتالي يرتفع بمقدار ظل الميل الزاويّ. على سبيل المثال، الميل الزاويّ بمقدار 68^o (أمريكا الشمالية) يؤدي إلى خطأ اتجاه مغناطيسي وهو 2.5 × الخطأ الرأسي. ويمكن بهذا ملاحظة أهمية المرجع الرأسي الدقيق. ويجب ملاحظة أن مرجع الاتجاه المغناطيسي يصبح غير قابل للاستخدام عند خطوط العرض العالية لأن الميل الزاويّ يقترب من 90^o والمُركِّبة الأفقية للمجال المغناطيسي تقترب من الصفر. ومُخرَجات الاتجاه بالجيرو غير المراقَب يجب الاعتماد عليها لقطاعات الطيران فوق المناطق القطبية.

يُقاس الاتجاه المغناطيسي بواسطة أداة تُعرف باسم "كاشف بوّابة الفيض ثلاثي المحور" (three axis fluxgate detector) بالاقتران مع نظام مرجعي للوضع والاتجاه يوفر المرجع الرأسي لكاشفات بوّابة الفيض. ويتكون النظام من ثلاث مستشعرات للمجال المغناطيسي، أو "بوّابات فيض"، مركَّبة تعامديًا في قالب مثبَّت مباشرة على هيكل الطائرة (أيْ مُحكَم التثبيت) بحيث إن محاور المستشعر موازية للمحاور الرئيسية للطائرة. ويتم اختيار موقع بوابة الفيض الثلاثي ليكون بعيدًا قدر الإمكان عن مصادر المجال المغناطيسي (للتيار المتردد أو التيار المباشر) في الطائرة. والمواقع الممكنة قد تكون في أحد جناحي الطائرة أو في

الزعنفة، حيث إن الحجم الصغير والمُخرَجات الكهربائية لبوابات الفيض تمنح درجة عالية من المرونة في التركيب. ويحتوي كاشف بوابة الفيض النموذجي على ملفات ابتدائية وثانوية ملفوفة على زوج من القلوب الحديدية الناعمة. يتم إثارة الملف الابتدائي بواسطة تيار جيبي سمعي التردد ذي سعة كافية لدفع القلوب إلى مرحلة تشبع عند القيم القصوى للتيار. يقوم الملف الثانوي الملفوف تفاضليًا حول قلبين بالتقاط المحتوى التوافقي الثاني الناتج من التغير في الحث عند التشبع. هذه المُخرَجات يتناسب تقريبًا مع شدة المجال المغناطيسي للمجالات الساكنة المطبَّقة الأقل من مجال تشبع القلبين. لتحسين الشكل الخطِّي للمُخرَجات، يتم تشغيل بوابات الفيض في نمط تغذية خلفية. ويتم تضمين مُخرَجات الملف الثانوي وإعادة تغذيتها إلى الملف الابتدائي بحيث يكون المجال الصافي في القلوب مساويًا للصفر، ويصبح التيار المباشر في الملف الابتدائي عندئذ مقياسًا للمجال المغناطيسي المسلَّط. وبوابات الفيض، مع ذلك، أيضًا تقوم بقياس أيّ مجالات مغناطيسية منخفضة التردد وليس فقط مُركِّبة المجال المغناطيسي للأرض على طول محور قياس بوابة الفيض. مُخرَجات بوابة الفيض بهذا هي في خطأ من ما يُعرَف باسم تأثيرات "الحديد القاسي" (hard iron) نتيجة المجالات المغناطيسية المترددة غير المرغوب بها، وأيضًا من تأثيرات "الحديد المطاوع" التي تَحرِف المجال المغناطيسي للأرض خلال المواد المغناطيسية في الطائرة.

مُركِّبات المجال المغناطيسي للأرض بالنسبة إلى المحاور الرئيسية للطائرة يُشار إليها بالرموز H_X، و H_Y، و H_Z على طول المحاور الأمامية، والجانبية الانزلاقية، والرأسية، على التوالي (ارجع إلى الشكل (26.6)).

هذه المُركِّبات الحقيقية، H_X، و H_Y، و H_Z، للمجال المغناطيسي للأرض على طول كل محور يمكن التعبير عنها بدلالة مجموعة من المعادلات تربط بين القياسات الكلية x_m، و y_m، و z_m للبوابات الثلاث. وهذا هو لتفسير عدم خطِّية المحور وتأثيرات "الحديد القاسي" و"الحديد المطاوع" اللتين تعتبَران خاصية مميزة لبوابات الفيض وبيئتها في الطائرة. هذه المجموعة من المعادلات هي على الصورة:



الشكل (26.6): مُركِّبات المجال المغناطيسي للأرض.

$$H_X = a_1 x_m + b_1 y_m + c_1 z_m + d_1 \tag{6.45}$$

$$H_Y = a_2 x_m + b_2 y_m + c_2 z_m + d_2 \tag{6.46}$$

$$H_Z = a_3 x_m + b_3 y_m + c_3 z_m + d_3 \tag{6.47}$$

المعامِلات a_1، a_2، a_3، و b_1، b_2، b_3، و c_1، c_2، c_3 يتم قياسها وحفظها في كمبيوتر النظام المرجعي للوضع والاتجاه بحيث يمكن تصحيح قياسات بوابة الفيض وتعيين المُركِّبات الحقيقية للمجال المغناطيسي للأرض H_X، و H_Y، و H_Z.

وبالرجوع إلى الشكل (26.6)، المُركِّبات التي تم تحليلها للمجال المغناطيسي للأرض في المستوى الأفقي على طول محور الاتجاه، H_1، وبزاوية قائمة مع محور الاتجاه، H_2، تعطى بالعلاقتين التاليتين:

$$H_1 = H_X \cos\theta + H_Y \sin\Phi \sin\theta + H_Z \cos\Phi \sin\theta \tag{6.48}$$

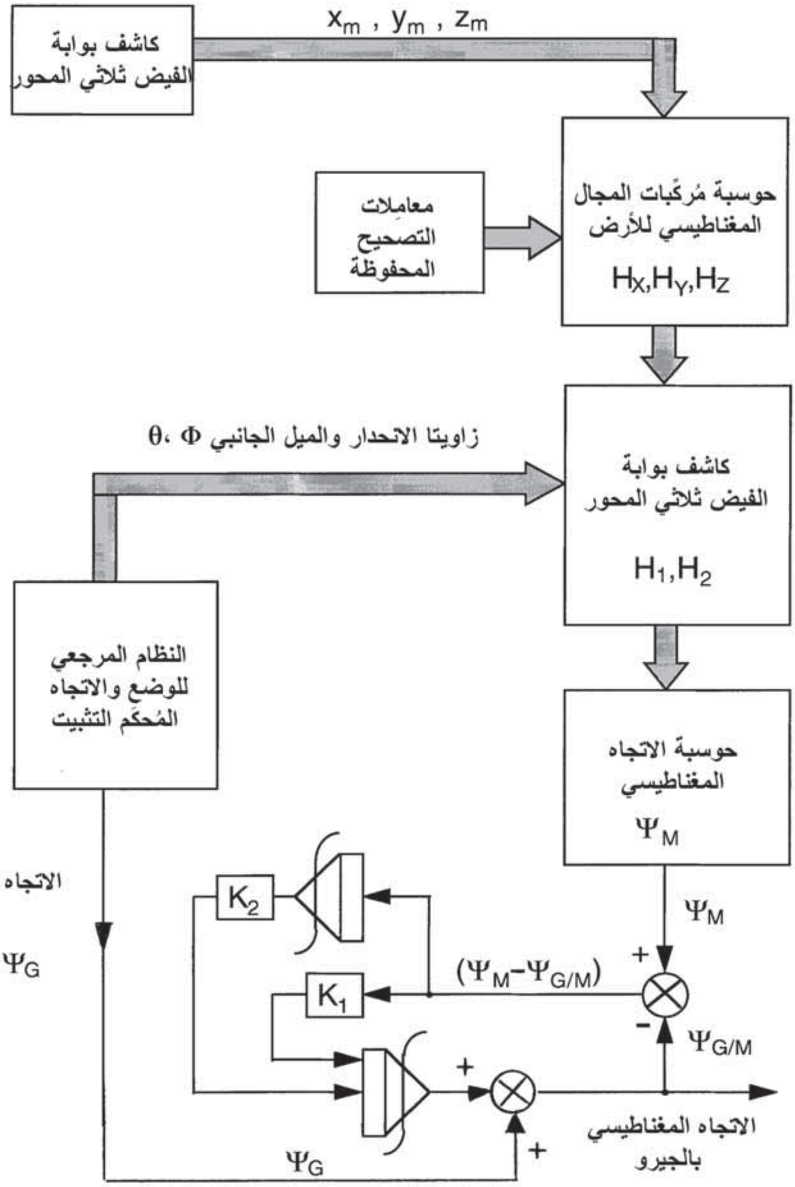
$$H_2 = H_Y \cos\Phi - H_Z \sin\Phi \tag{6.49}$$

المُركِّبة الأفقية للمجال المغناطيسي للأرض، H_H، تساوي بالتالي:

$$H_H = \sqrt{H_1^2 + H_2^2}$$

والاتجاه المغناطيسي للطائرة، Ψ_M، بهذا يعطى بالعلاقة التالية:

$$\Psi_M = \cos^{-1}\frac{H_1}{H_H} \quad \text{أو} \quad \sin^{-1}\frac{H_2}{H_H} \qquad (6.50)$$



الشكل (27.6): المراقبة المغناطيسية للاتجاه بالجيرو.

يوضح الشكل (27.6) العمليات الحاسوبية لاشتقاق الاتجاه المغناطيسي للطائرة، Ψ_M، التي تتكون من:

1- حوسبة المُركِّبات الحقيقية للمجال المغناطيسي للأرض، H_X، و H_Y، و H_Z، بالنسبة إلى محاور الطائرة من المُخرَجات المقاسة للبوابات الثلاثة، x_m، و y_m، و z_m، والمعامِلات المحفوظة، a_1، a_2، a_3، b_1، b_2، b_3، c_1، c_2، c_3 باستخدام المعادلات (6.45)، و(6.46)، و(6.47).

2- حوسبة المُركِّبات الأفقية للمجال المغناطيسي للأرض على طول محور الاتجاه، H_1، وبزاوية قائمة مع محور الاتجاه، H_2، باستخدام المعادلتين (6.48)، و(6.49).

3- حوسبة الاتجاه المغناطيسي للطائرة، Ψ_M، من أيٍّ من العلاقتين التاليتين:

$$\Psi_M = \cos^{-1}\frac{H_1}{\sqrt{H_1^2 + H_2^2}} \quad \text{أو} \quad \sin^{-1}\frac{H_2}{\sqrt{H_1^2 + H_2^2}}$$

ويوضح الشكل (27.6) نظام مراقبة الاتجاه المغناطيسي بالجيرو، وهو نظام مزج أساسي من الدرجة الثانية مبيَّن للتبسيط. (ويمكن توظيف أنظمة مزج أكثر تعقيدًا باستخدام مرشح كالْمان). وبالرجوع إلى الشكل (27.6) فإن:

Ψ_G = الاتجاه المشتق بالجيرو من النظام المرجعي للوضع والاتجاه المُحكم التثبيت $= \Psi + \int W dt$.

Ψ = زاوية الاتجاه الحقيقي.

W = سرعة انجراف الجيرو.

$\Psi_{G/M}$ = الاتجاه المغناطيسي بالجيرو.

K_1 = كسب المزج للتغذية $(\Psi_M - \Psi_{G/M})$.

$K_2 =$ كسب المزج للتغذية $\int(\Psi_M - \Psi_{G/M})dt$.

ومن الرسم التخطيطي للشكل (27.6)، نلاحظ أن:

$$\Psi_{G/M} = \Psi_G + K_1 \int(\Psi_M - \Psi_{G/M})dt + K_2 \iint(\Psi_M - \Psi_{G/M})dt\,dt \quad (6.51)$$

بتفاضل المعادلة (6.51) مرتين والتعويض $\dot{\Psi}+W$ عن $\dot{\Psi}_G$ نحصل على:

$$\left(D^2 + K_1 D + K_2\right)\Psi_{G/M} = \left(K_2 + K_1 D\right)\Psi_M + D^2\Psi + DW \quad (6.52)$$

الاستجابة الديناميكية للطائرة هي تلك لنظام بسيط من الدرجة الثانية بتردد طبيعي غير مضاءل $\omega_0 = \sqrt{K_2}$ ونسبة تضاؤل $\zeta = K_1/2\sqrt{K_2}$. يقوم كسب التغذية الخلفية التكاملي، K_2، بتعيين التردد الطبيعي غير المضاءل، ويقوم كسب التغذية الخلفية التكاملي، K_1، بتعيين التضاؤل. ويتم تعيين K_1 و K_2 عن طريق قيمة عدم يقين انحياز الجيرو، W، والحاجة إلى الحصول على استجابة عروة مغلقة مضاءلة جيدًا فيها ζ تساوي أو قريبة من 1.

من المعادلة (6.52):

$$\Psi_{G/M} = \frac{\omega_0^2\left(1+\dfrac{2\zeta}{\omega_0}D\right)}{\left(D^2 + 2\zeta\omega_0 D + \omega_0^2\right)}\Psi_M + \frac{D^2}{\left(D^2 + 2\zeta\omega_0 D + \omega_0^2\right)}\Psi + \frac{D}{\left(D^2 + 2\zeta\omega_0 D + \omega_0^2\right)}W \quad (6.53)$$

بإهمال حد عدم يقين انحياز الجيرو، W، لأن إسهامه يساوي صفراً للمقدار $\Psi_{G/M}$ إذا كانت W ثابتة، نجد أن:

$$\Psi_{G/M} = F_1(D)\Psi_M + F_2(D)\Psi \quad (6.54)$$

حيث:

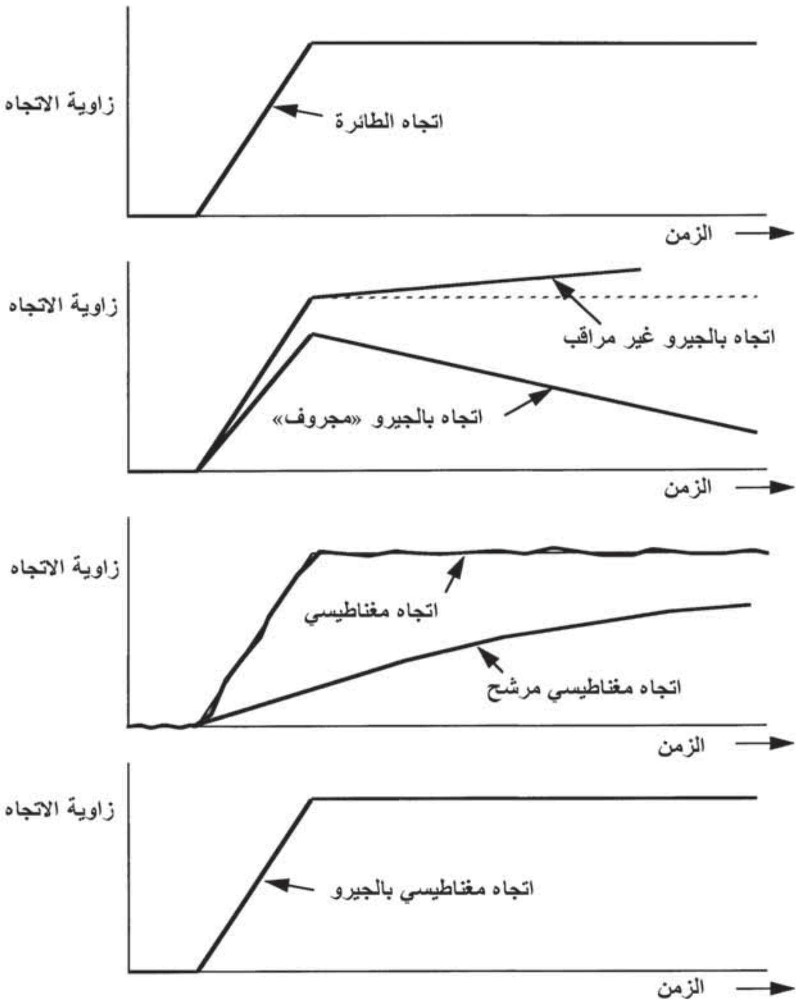
$$F_2(D)=\frac{D^2}{\left(D^2+2\zeta\omega_0 D+\omega_0^2\right)} \quad \text{و} \quad F_1(D)=\frac{\omega_0^2\left(1+\frac{2\zeta}{\omega_0}D\right)}{\left(D^2+2\zeta\omega_0 D+\omega_0^2\right)}$$

يتم إقران الاتجاه المغناطيسي، Ψ_M، للمُركِّبة $\Psi_{G/M}$ من خلال مرشح الإمرار المنخفض لدالة الانتقال $F_1(D)$. وهذا يوهن كثيرًا من محتوى الشوشرة المغناطيسية لمُخرَجات Ψ_M والأخطاء الانتقالية القصيرة المدى مثل التي قد تحدث بانثناء الهيكل في موقع مستشعر بوابة الفيض تحت أحمال المناورات.

والمُركِّبة المقاسة بالجيرو للمقدار $\Psi_{G/M}$ يتم إقرانها من خلال مرشح إمرار عالٍ، أو مرشح جرف (wash-out filter)، لدالة الانتقال $F_2(D)$. وهذا يتيح قياس التغيرات في الاتجاه بدون تخلُّف إلا أنه يضمن بأن انحياز الجيرو المستقر، W، يتم "صده بالتيار المباشر" (أو "يُجرف").

الترشيح المتتام بالتالي يتيح تحقيق "الأفضل من كِلا العالَميْن". الدقة الأساسية وقابلية التكرار لمستشعر الاتجاه المغناطيسي يتم الاحتفاظ بها، إلا أن أيّ شوشرة وأيّ أخطاء انتقالية أثناء المناورات سيتم تنعيمها وترشيحها إلى حد كبير. الاستجابة الديناميكية الممتازة لنظام الجيرو يتم الاحتفاظ بها، وانحياز الجيرو يتم صده بالتيار المباشرة. ولا توجد هناك أيضًا حالة استقرار لأخطاء الاتجاه المغناطيسي نتيجة لانحياز الجيرو.

يوضح الشكل (28.6) استجابة النظام لانعطاف بمعدل ثابت (بافتراض نظام مضائل بشكل قريب من الدرجة الحرجة).



الشكل (28.6): ترشيح متتام لاستجابة الاتجاه المغناطيسي بالجيرو لانعطاف بمعدل ثابت.

5.6 النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي

GPS – global positioning system

1.5.6 المقدمة **Introduction**

النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي (GPS) هو أساسًا نظام ملاحة راديويّ يقوم باشتقاق موقع المستخدِم من الإشارات الراديويّة المرسَلة من عدد من

الأقمار الصناعية الدائرة في مدارات. الاختلاف الأساسي بين النظام GPS وأنظمة الملاحة الراديويّة الأخرى (مثل LORAN-C) هو ببساطة هندسة الانتشار من أجهزة الإرسال الأرضية مقارنة بأجهزة الإرسال الفضائية المحمولة جوًّا. جهاز إرسال القمر الصناعي الدائر في مدار يمكن أن يقدِّم انتشارًا سماويًا على مناطق واسعة من العالم. وهذا يعمل على تفادي المقايضات الحتمية ذات الدقة الأقل بالمدى الأكبر المتأصل مع الأنظمة باستخدام أجهزة إرسال أرضية. وإشارات القمر الصناعي أيضًا تتخلل غلاف الأيونوسفير (ionosphere) ولا تنعكس منه، وبهذا فإن الصعوبات التي قوبِلت مع الموجات السماوية يتم تفاديها.

وتقدِّم أنظمة GPS قدرات ملاحية أفضل من LORAN-C، وقد جُدوِلت لتحل محلها في عام 2000. وكما أُشير سابقًا، مستقبل LORAN-C ما زال لا جدال فيه (حتى كتابة هذا الكتاب). لهذه الأسباب وأيضًا لقيود المساحة، فإن شرح أنظمة الملاحة الراديوية اقتُصِر على أنظمة GPS.

والملاحة بالأقمار الصناعية يمكن القول عنها بأنها قد بدأت مع إطلاق الروس لأول قمر صناعي عالمي يدور في مدار، وهو SPUTNIK-1، في تشرين الأول/أكتوبر 1957. وتطوير أول نظام ملاحة بالقمر الصناعي TRANSIT-1 انطلق بتجارب أُجريَت على إشارات راديويّة أُرسِلت من SPUTNIK-1 وقد بدئت في نهاية عام 1958. وقد أدى TRANSIT-1 إلى إنتاج نظام ملاحة عالمي كان يعمل بشكل مستمر منذ عام 1964.

أنظمة GPS بدأت كسلسلة من الدراسات التمهيدية لأفكار النظام ودراسات تصميم النظام في أواخر الستينيات من القرن الماضي. وقد تم تنفيذ الطور 1، "برنامج الفكرة والمصادقة"، من عام 1973 إلى عام 1979 متبوعًا بالطور 2، "برنامج التطوير بمقاييس كاملة ونظام الفحص"، من عام 1979 إلى عام 1985. والطور 3، "برنامج الإنتاج والتوزيع"، بُدئ في عام 1985. وقد استُخدِم اثنا عشر قمرًا صناعيًا تطويريًا لتطوير وتحسين النظام، وأُطلِق القمر الصناعي

الإنتاجي الأول في فبراير/شباط 1986. وقد تعرض البرنامج لبعض التأخر بسبب كارثة المركبة الفضائية "تشالنجر" (CHALLENGER) في عام 1986، حيث كانت النية أصلاً إدراج جميع الأقمار الصناعية لنظام GPS ذات المعيار الإنتاجي في مداراتها باستخدام المركبة الفضائية. وقد استُخدِمت مركبة الإطلاق DELTA-2 لاحقًا وتم الآن استكمال توزيع الـــ 24 قمرًا صناعيًا لنظام GPS ذات المعيار الإنتاجي في مداراتها.

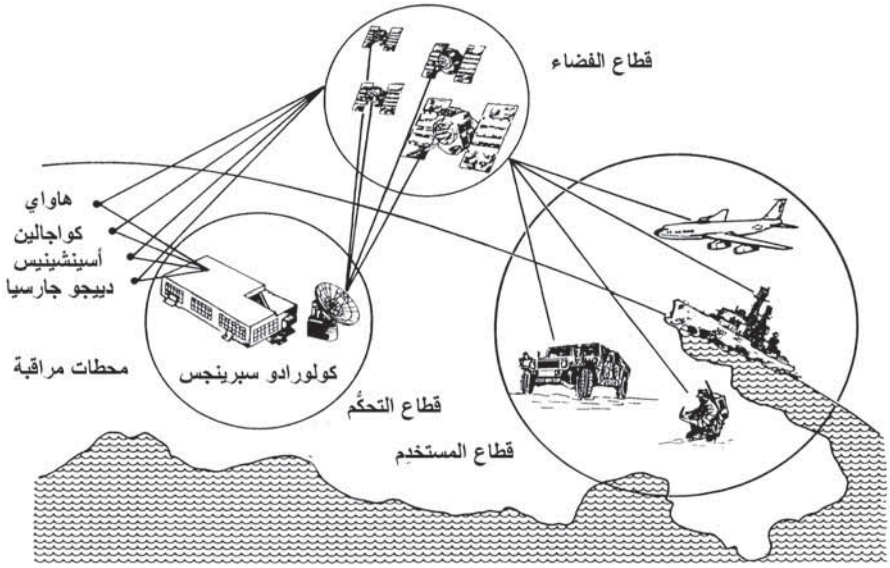
وثمة نظام ملاحة بالأقمار الصناعية مماثل تمامًا ويسمى GLONASS تم تطويره من قِبَل الروس. وعلى الرغم من تصميمه للتطبيقات العسكرية (مثل نظام GPS)، إلا أنه من المحتمل أن يصبح متاحًا للمستخدمين المدنيين، وقد يشكِّل جزءًا من نظام الأقمار الصناعية الملاحية العالمية المتكاملة المستقبلية.

2.5.6 وصف النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي

GPS system description

يتكون نظام GPS بشكل عام من ثلاثة قطاعات هي قطاع الفضاء، وقطاع التحكُّم، وقطاع المستخدِم، وهي موضحة تخطيطيًا في الشكل (29.6). هذه القطاعات الثلاثة ملخصة بإيجاز فيما يلي.

قطاع الفضاء: يتكون هذا القطاع من 24 قمرًا صناعيًا لنظام GPS موضوعة في ستة مستويات مدارية عند 55^{o} من خط الاستواء في مدارات متزامنة مع دوران الأرض عند علو 20,000 كيلومتر فوق سطح الأرض. ويدور المدار حول الأرض، مشكِّلاً نمطاً يشبه "مضرب البيض" (egg beater).



الشكل (29.6): النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي.

ويتطلب 21 قمرًا صناعيًا للتغطية الكاملة حول العالم وثلاثة أقمار صناعية تعمل كأنظمة احتياطية تدور في المدار.

تستخدِم الأقمار الصناعية لنظام GPS ترددين إرساليين، L1 عند 1575.42 MHz و L2 عند 1227.6 MHz، لإرسال بيانات الرسائل الملاحية المشفرة رقميًا عند تضمين 50 Hz على كلتا القناتين L1 وL2. بيانات الرسائل الملاحية سيتم شرحها بتفصيل أكبر في القسم التالي، ولكنها في الأساس تتضمن معامِلات الموضع المداري للقمر الصناعي، ومعامِلات التصحيح الساعيّ (clock correction)، والمعلومات الصحية للقمر الصناعي نفسه والأقمار الصناعية الأخرى، وبيانات التقويم (almanac) لجميع الأقمار الصناعية.

وتُستخدَم تقنيات الطيف المنتشر (spread spectrum techniques) على كلٍّ من قناتي التردد L1 و L2.

يتم تضمين إرسال L1 بشفرة عشوائية كاذبة (pseudo-random) ذات معدل نبضان ساعيّ (clock rate) 1.023 MHz تُعرَف بالشفرة

"الخشنة/الاكتساب" ((Coarse/Acquisition (C/A))؛ حيث يتم تخصيص شفرة C/A مختلفة لكل قمر صناعي. ومُركِّبة الناقل المفاعِل لإشارة L1 يتم تضمينها بواسطة الشفرة "الدقيقة" ((Precise (P)) التي تستخدِم عشرة أضعاف معدل النبضان الساعيّ للشفرة C/A.

ويتم تضمين إرسال L2 بواسطة الشفرة P فقط، ويتيح إجراء تصحيحات لحالات عدم اليقين في التأخير الأيونوسفيري، حيث إن الإرسال الترددي المزدوج يتيح اشتقاق هذه التصحيحات.

يجب ملاحظة أنه، حتى الوقت الحاضر، تم تخفيض دقة GPS المتوفرة للمستخدمين المدنيين بشكل مقصود إلى 100 متر. وإن الدقة الكلية 16 متراً يمكن الحصول عليها فقط بواسطة المستخدمين العسكريين بصلاحية دخول إلى الشفرة P على الإرسال L2، الذي تم تشفيره، وقد أُلغِي هذا التقييد في عام 2000.

قطاع التحكُّم: يتكون هذا القطاع من محطة تحكُّم رئيسية تقع في مدينة كولورادو سبرينجس بالولايات المتحدة الأمريكية وخمس محطات مراقبة تقع حول العالم. ويتم تشغيل محطة المراقبة من قِبَل وزارة الدفاع الأمريكية. يقوم قطاع التحكُّم بمتابعة الأعمار الصناعية والتنبؤ ببيانات موضعها المداري المستقبلي ومعامِلات التصحيح المطلوبة لساعة القمر الصناعي، وتحديث كل قمر صناعي على الاتصال الصاعد (uplink) أثناء حركته عاليًا.

الدقة الكلية لنظام GPS متاحة فقط عندما يعمل نظام التحكُّم التشغيلي بشكل مناسب ويتم تحميل الرسائل الملاحية بشكل يومي. الأقمار الصناعية لنظام GPS، مع ذلك، مصمَّمة لتعمل بحيث إن نظام التحكُّم لا يمكن تشغيله لفترة 180 يوماً بدقة انحطاط متدرجة. وهذا يعطي نظام GPS درجة عالية من المتانة.

قطاع المستخدِم: أجهزة قطاع المستخدِم، كما ذُكِر آنفًا، سلبية بالكامل وتتكون من جهاز استقبال GPS. وتتوفر الآن أجهزة استقبال GPS متنوعة جدًا من حيث الصغر، والوزن الخفيف، والثمن الرخيص، وجميعها تستخدِم نفس الأفكار الأساسية.

وتشغيل نظام المستخدِم هو بإيجاز شديد كالتالي. يقوم المستخدِم أولاً بإدخال الموضع والزمن الحاليين المقدَّرَين. يبدأ جهاز استقبال GPS بعد ذلك بالبحث عن وتتبُّع الأقمار الصناعية. البيانات الواردة تحدد رقم القمر الصناعي، كما تحدد موقع القمر الصناعي في الفضاء وتؤسس زمن النظام. وكما سيُشرَح لاحقًا في القسم التالي، فإن جهاز استقبال GPS يحتاج لكي يتتبع الإشارات القادمة من أربعة أقمار صناعية على الأقل إلى تحديد موضع المستخدِم.

كما ورد في مقدمة هذا الفصل، يتم تحديد الموضع الثلاثي الأبعاد للمستخدِم إلى دقة 16 m RMS، والسرعة ثلاثية الأبعاد إلى دقة 0.1 m/s RMS عن طريق قياس إزاحات دوبلر، والزمن إلى ضمن 100 نانو ثانية (1 sigma).

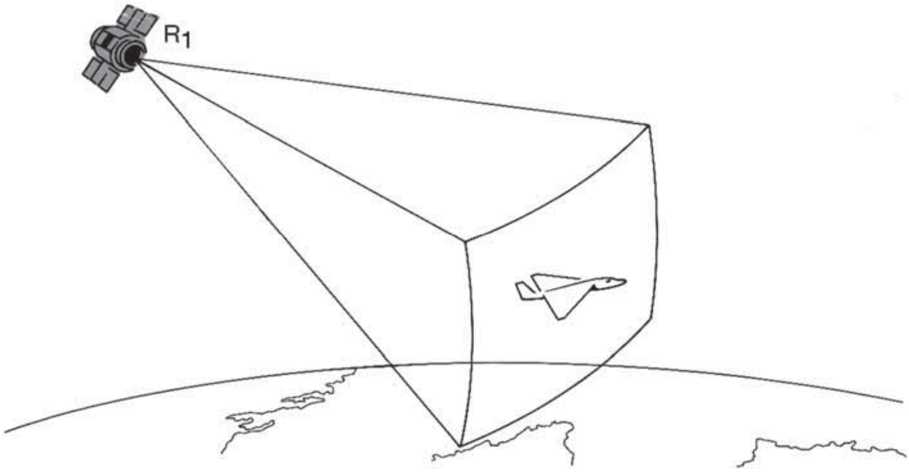
3.5.6 المبادئ الأساسية للنظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي

Basic principles of GPS

المبدأ الأساسي لتعيين الموضع باستخدام نظام GPS هو قياس المدى الكروي للمستخدِم على الأقل من أربعة أقمار صناعية لنظام GPS. المواضع المدارية لهذه الأقمار الصناعية بالنسبة إلى الأرض معلومة إلى دقة عالية جدًا، كما أن كل قمر صناعي يرسل بيانات موضعه المداري.

يقوم كل قمر صناعي بإرسال إشارة مضمَّنة بالشفرة العشوائية الكاذبة C/A بطريقة تتيح استرداد زمن الإرسال.

المدى الكروي للمستخدِم من كل قمر صناعي على حِدَة مُرسِل للبيانات يمكن تعيينه بقياس التأخر الزمني لوصول بيانات القمر الصناعي إلى المستخدِم. بضرب التأخر الزمني في سرعة الضوء نحصل على المدى الكروي، R، للمستخدم من القمر الصناعي المرسِل للبيانات. ويقع موضع المستخدِم بالتالي على سطح كرة نصف قطرها R، كما هو مبيّن في الشكل (30.6).



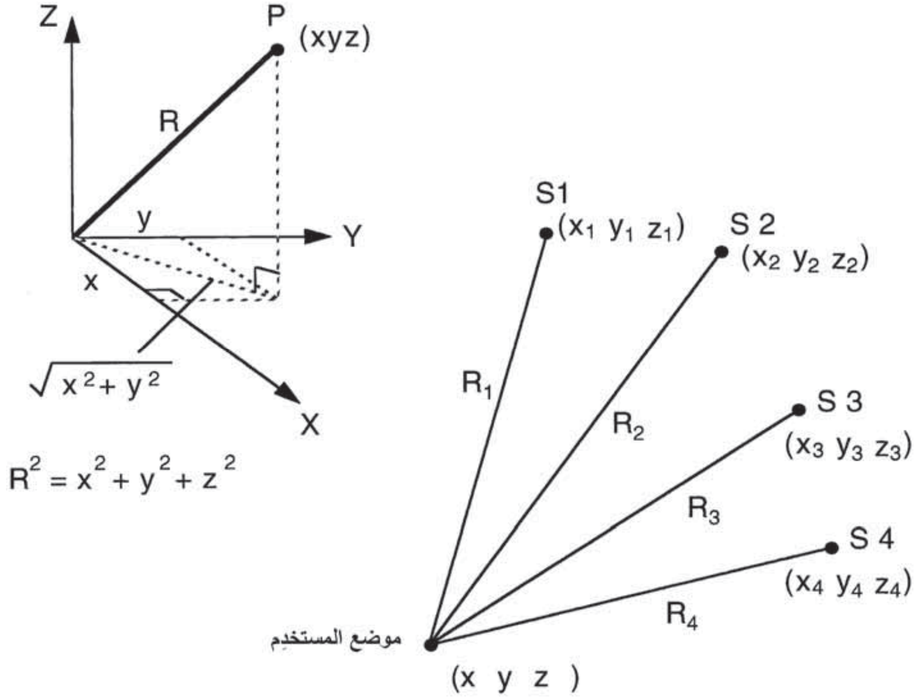
الشكل (30.6): تعيين المدى الكروي للنظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي (GPS).

يعتمد النظام على القياسات الدقيقة للزمن ويتطلب معايير مرجعية بساعة ذرية. الحاجة إلى دقة عالية جدًا في قياس الزمن يمكن رؤيته من حقيقة أن خطأ زمني بمقدار 10 نانوثانية (10^{-8} ثانية) يؤدي إلى خطأ في المسافة 3 أمتار، لأن سرعة الضوء هي 3×10^{8} متر/ثانية.

يحمل كل قمر صناعي لنظام GPS ساعة ذرية تقدِّم المرجع الزمني لإرسال بيانات القمر الصناعي. لنفترض للحظة أن هذا الزمن مضبوط – سيتم شرح التصحيحات المطلوبة بعد قليل. بمعرفة المرجع الزمني المضبوط في جهاز المستخدِم، فإن قياس المدى الكروي لثلاثة أقمار صناعية سيكون كافيًا لتعيين موضع المستخدِم. جهاز المستخدِم، على أيّة حال، فيه مرجع زمني بساعة بلورية تقوم بإدخال انحياز زمني في قياس أزمان الانتقال للإشارات المُرسَلة من القمر الصناعي. قياس التأخر الزمني بهذا يتكون من مكوِّنين. المكوِّن الأول هو زمن انتقال مدى الإشارة والمكوِّن الثاني هو الإزاحة الزمنية بين ساعة جهاز الإرسال وساعة جهاز الاستقبال نتيجة عدم تزامن الساعتين.

قياس المدى الكروي من أربعة أقمار صناعية، كما هو مبيّن في الشكل (31.6)، يتيح تعيين موضع المستخدِم، ويؤدي إلى أربع معادلات تحتوي على

الكميات الأربع المجهولة، أيْ إحداثيات الموضع الثلاث للمستخدِم والانحياز الزمني في ساعة المستخدِم. إحداثيات موضع المستخدِم يمكن بالتالي تعيينها بالإضافة إلى المعلومات الدقيقة جدًا للزمن. يبيِّن الشكل (32.6) الأشكال الموجية لانتقال البيانات، كما يوضح الانحياز الزمني، ΔT، للمستخدِم والتأخُّرات الزمنية Δt_1، و Δt_2، Δt_3، و Δt_4 للإشارات المرسَلة من الأقمار الصناعية لتصل إلى المستخدِم.



الشكل (31.6): هندسة المستخدم–القمر الصناعي.

ويمكن تعيين القيم الأربع الكاذبة للمدى، R_{1p}، و R_{2p}، و R_{3p}، و R_{4p}، للأقمار الصناعية الأربعة، S1، و S2، و S3، و S4، كما يلي:

$$\begin{aligned} R_{1p} &= c\Delta t_1 \\ R_{2p} &= c\Delta t_2 \\ R_{3p} &= c\Delta t_3 \\ R_{4p} &= c\Delta t_4 \end{aligned} \tag{6.55}$$

لنفترض أن مكافئ المدى لإزاحة ساعة المستخدم هو T، أي أن $T = c\Delta T$. وبهذا، من هندسة الإحداثيات الثلاثية الأبعاد الأساسية (انظر الشكل (31.6)) لدينا:

$$R_1 = \left[(X - X_1)^2 + (Y - Y_1)^2 + (Z - Z_1)^2\right]^{1/2} = R_{1p} - T \qquad (6.56)$$

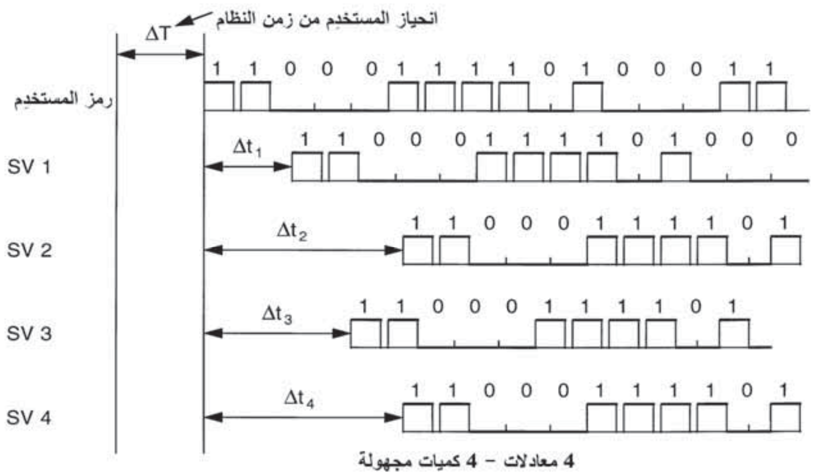
$$R_2 = \left[(X - X_2)^2 + (Y - Y_2)^2 + (Z - Z_2)^2\right]^{1/2} = R_{2p} - T \qquad (6.57)$$

$$R_3 = \left[(X - X_3)^2 + (Y - Y_3)^2 + (Z - Z_3)^2\right]^{1/2} = R_{3p} - T \qquad (6.58)$$

$$R_4 = \left[(X - X_4)^2 + (Y - Y_4)^2 + (Z - Z_4)^2\right]^{1/2} = R_{4p} - T \qquad (6.59)$$

حيث R_1، و R_2، و R_3، و R_4 القيم الحقيقية للمدى من موضع المستخدِم إلى الأقمار الصناعية الأربعة S1، و S2، و S3، و S4، وإحداثيات هذه الأقمار الصناعية هي (X_1,Y_1,Z_1)، و (X_2,Y_2,Z_2)، و (X_3,Y_3,Z_3)، و (X_4,Y_4,Z_4)، على التوالي.

هذه المعادلات الأربع بالكميات المجهولة الأربع، يمكن بالتالي حلها والحصول على إحداثيات موضع المستخدِم (X,Y,Z) والانزياح الزمني، ΔT، للمستخدم.



الشكل (32.6): الأشكال الموجية للقمر الصناعي لنظام GPS بالساعات المضبوطة للقمر الصناعي.

الفرضية التي افترضناها مبدئيًا للساعات المضبوطة للقمر الصناعي في الشرح السابق، على أيّة حال، غير صالحة، وفي الواقع فإن الساعات تتباعد عن بعضها البعض ببطء، ولكن بثبات. لهذا، يتم مزامنة ساعات القمر الصناعي رياضيًا إلى زمن محدَّد لنظام GPS رئيسي، الذي يتم الاحتفاظ به في محطة التحكُّم الرئيسية. هذا الزمن المحدَّد لنظام GPS يتم مراقبته وربطه باستمرار بإحداثيات الزمن العالمي ((Universal Time Coordinate (UTC)) الذي يتم الاحتفاظ به من قِبَل المرصد البحري للولايات المتحدة.

كل زمن للقمر الصناعي مرتبط بزمن النظام GPS بواسطة معادلة رياضية، ويقوم المستخدِم بتصحيح الزمن إلى زمن النظام GPS باستخدام العلاقة:

$$t = t_{s/c} - \Delta t_{s/c} \qquad (6.60)$$

حيث t زمن النظام GPS بالثانية، و $t_{s/c}$ الزمن الفعلي بالثانية للقمر الصناعي عند إرسال الإشارة، و $\Delta t_{s/c}$ الإزاحة الزمنية بين زمن القمر الصناعي والزمن الرئيسي لنظام GPS.

ويتم حوسبة الإزاحة الزمنية $\Delta t_{s/c}$ من العلاقة التالية:

$$\Delta t_{s/c} = a_0 + a_1(t - t_{o/c}) + a_2(t - t_{o/c})^2 + \Delta t_r \qquad (6.61)$$

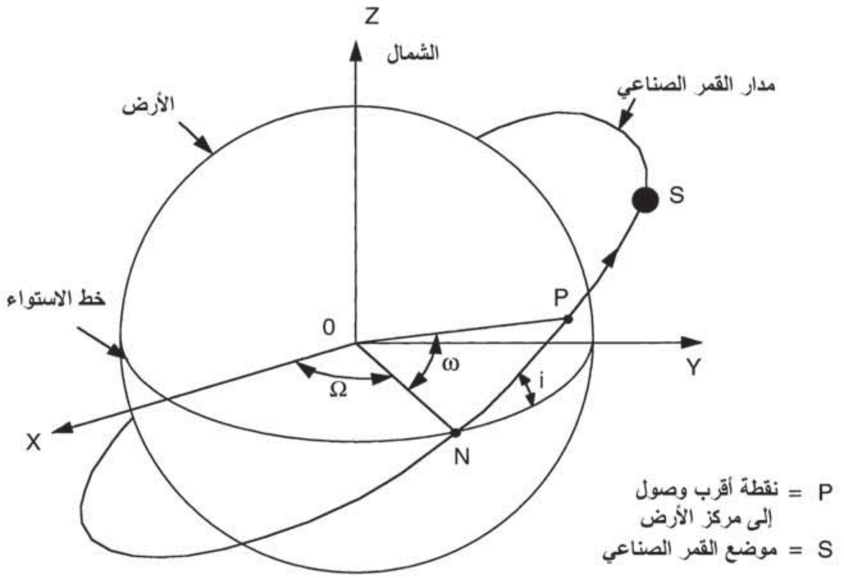
حيث a_0، و a_1، و a_2 معامِلات كثيرة الحدود وتمثل الإزاحة الطورية، والإزاحة الترددية، وحد تعتيق ساعة القمر الصناعي بالنسبة إلى الزمن الرئيسي لنظام GPS، و Δt_r الزمن النسبي (بالثانية). المعامل t هو زمن النظام GPS و $t_{o/c}$ هو الزمن العصري (epoch time) الذي عنده يتم إسناد معامِلات كثيرة الحدود، ويتم اختيار $t_{o/c}$ بشكل عام عند النقطة الوسطى لفترة التوافق. ويتم تعيين معامِلات كثيرة الحدود، a_0، و a_1، و a_2، بواسطة قطاع التحكُّم لكل من ساعات القمر الصناعي وإرسالها بالاتصال الصاعد بشكل دوري إلى القمر الصناعي.

ويتم إرسال هذه المعامِلات مع بيانات الموضع المداري للقمر الصناعي، المعروفة بالمصطلح "معامِلات الزِّيج" (Ephemeris parameters)، إلى أجهزة مستخدِم الملاحة كرسائل مِلاحية. تصحيحات الساعة للأقمار الصناعية الأربعة يُشار إليها بالرموز τ_1، و τ_2، و τ_3، و τ_4. وبالتالي، فإن قيم المدى الكروي R_1، و R_2، و R_3، و R_4 تعطى بالعلاقات التالية:

$$\begin{aligned} R_1 &= c\,(\Delta t_1 + \Delta T - \tau_1) \\ R_2 &= c\,(\Delta t_2 + \Delta T - \tau_2) \\ R_3 &= c\,(\Delta t_3 + \Delta T - \tau_3) \\ R_4 &= c\,(\Delta t_4 + \Delta T - \tau_4) \end{aligned} \tag{6.62}$$

جميع ساعات القمر الصناعي يتم مزامنتها رياضيًا إلى الزمن الرئيسي لنظام GPS بواسطة هذه الحدود لتصحيحات الساعة. خطأ المزامنة سيزداد، مع ذلك، إذا لم يتم تحديث معامِلات كثيرة الحدود، a_0، و a_1، و a_2، بشكل دوري.

يحتاج مستخدِم الملاحة إلى معامِلات الزِّيج، أيْ بيانات الموضع اللحظي للأقمار الصناعية لنظام GPS التي يجري استخدامها لقياس المدى، وأيضًا إلى معامِلات الساعة للقيام بحوسبة موضع المستخدِمين. ومعامِلات الزِّيج التي تحدد بيانات الموضع المداري بالنسبة إلى المحاور المرجعية للأرض تتكون من 16 معامِلاً بشكل عام. يوضح الشكل (33.6) هندسة القمر الصناعي–الأرض وتحديد معامِلات المدار. يقوم قطاع التحكُّم بمعالجة بيانات المسار المكتسَبة من محطات المراقبة لتوليد تقديرات المدار للأقمار الصناعية لنظام GPS. التقديرات المتوقعة لإحداثيات موضع القمر الصناعي يتم توليدها بتكامل معادلات الحركة للأقمار الصناعية لنظام GPS. يتم بعد ذلك مطابقة هذه الإحداثيات الديكارتية (Cartesian) للموضع رياضيًا على مدى فترة محددة من الزمن لحوسبة معامِلات الزِّيج (Ephemeris parameters).



الشكل (33.6): هندسة القمر الصناعي–الأرض. تحديد معاملات الزِّيج.

كلاًّ من معامِلات الساعة ومعامِلات الزِّيج يتم إرسالها بالاتصال النازل (downlink) إلى المستخدِم كبيانات بسرعة 50 بِتْ/ثانية مُضَمَّنة في إشارات ملاحية بشفرة C/A و P (شفرة Y). وتستخدِم الرسالة الملاحية صيغة أساسية تحتوي على إطار بطول 1500 بِتْ يتألَّف من خمسة إطارات ثانوية، حيث إن طول كل إطار ثانوي هو 300 بِتْ. الإطاران الثانويان 4 و 5 يتم تبادلهما سفليًا 25 مرة لكل منهما، بحيث إن رسالة البيانات كاملة تستغرق نقل 25 إطاراً كاملاً. والإطار الثانوي 1 يحتوي على معامِلات الساعة، والإطاران الثانويان 2 و 3 يحتويان على معامِلات الزِّيج للقمر الصناعي. يتم تكرار الإطارات الثانوية 1، و 2، و 3 كل 30 ثانية، بحيث يصبح من الممكن للمستخدِم أن يقوم بتحديث معامِلات الساعة ومعامِلات الزِّيج كل 30 ثانية. وكلاًّ من الإطارين 4 و5 لهما 25 صفحة، بحيث يتم تكرار هذين الإطارين مرة كل 12.5 ثانية.

بالإضافة إلى معامِلات الساعة ومعامِلات الزِّيج للقمر الصناعي، فإن كل قمر صناعي يقوم بإرسال بيانات تقويم كل الأقمار الصناعية إلى المستخدِم. وهذا

يتم بشكل أساسي لتسهيل إحراز بيانات القمر الصناعي وحوسبة ما تُعرَف باسم قيم "التخفيف الهندسي للدقة" (geometric dilution of precision (GDOP)) لتساعد الأقمار الصناعية المختلفة في تحقيق أفضل دقة. وتحدُث الهندسة المثلى عندما يقع قمر صناعي واحد في سمت المستخدِم (مباشرة فوق الرأس) وعلى الأقل ثلاثة أقمار صناعية أخرى متباعدة بالتساوي حول أُفُق المستخدِم. وعلى العكس من ذلك، قد يحدث خطأ كبير إذا كانت الأقمار الصناعية متجمعة مع بعضها البعض، بحيث إن خطها البصري يميل نحو أن تكون متوازية. كما يتم أيضًا إرسال البيانات الصحية لجميع الأقمار الصناعية. بيانات التقويم والبيانات الصحية للقمر الصناعي محتواة في الإطارين الثانويين 4 و5. البيانات الأيونوسفيرية لمستخدِم تردد واحد وتحويل المعامِلات من زمن النظام GPS إلى إحداثيات الزمن العالمي محتواة في الإطار الثانوي 4.

معادلات الملاحة أساسًا غير خطِّية كما نلاحظها في المعادلات (6.56)، و(6.57)، و(6.58)، و(6.59)، ولكن يمكن جعلها خطِّية حول قيم اسمية من أجل حلها بتطبيق تقريبات سلسلة تايلور (Taylor).

4.5.6 حل معادلات المِلاحة Solution of navigation equations

افترض أن X_u، و Y_u، و Z_u تدل على القيم الاسمية (أفضل تقدير أوَّلي) لإحداثيات المستخدم X، و Y، و Z، وأن مكافئ المدى لإزاحة الساعة هو T.

وافترض أن ΔX، و ΔY، و ΔZ، و δT تدل على التصحيحات التي ينبغي أن تكون لهذه القيم الاسمية، أي أن:

$$X = X_u + \Delta X \text{ ؛ } Y = Y_u + \Delta Y \text{ ؛ } Z = Z_u + \Delta Z \text{ ؛ } T = T_u + \delta T$$

المدى الحقيقي من القمر الصناعي رقم i (حيث $i = 1, 2, 3, \ldots$) يعطى بالعلاقة:

$$R_i = \left[(X - X_i)^2 + (Y - Y_i)^2 + (Z - Z_i)^2\right]^{1/2} \tag{6.63}$$

حيث X_i، و Y_i، و Z_i إحداثيات الموضع للقمر الصناعي رقم i.

بتطبيق مفكوك سلسلة تايلور حول القيم الاسمية نحصل على:

$$R_i = \left[(X - X_i)^2 + (Y - Y_i)^2 + (Z - Z_i)^2\right]^{1/2} + h_{iX}\Delta X + h_{iY}\Delta Y + h_{iZ}\Delta Z \quad (6.64)$$

حيث $h_{iX} = \frac{\partial R_i}{\partial X}$، و $h_{iY} = \frac{\partial R_i}{\partial Y}$، و $h_{iZ} = \frac{\partial R_i}{\partial Z}$ محسوبة عند $X = X_u$، و $Y = Y_u$، و $Z = Z_u$.

بالتفاضل الجزئي بالنسبة إلى X للمعادلة (6.63) نحصل على:

$$\frac{\partial R_i}{\partial X} = \frac{1}{2}\left[(X - X_i)^2 + (Y - Y_i)^2 + (Z - Z_i)^2\right]^{-1/2} \cdot 2(X - X_i) \quad (6.65)$$

ومنها نجد أن:

$$\begin{aligned} h_{iX} &= (X_u - X_i)/R_{iu} \\ h_{iY} &= (Y_u - Y_i)/R_{iu} \\ h_{iZ} &= (Z_u - Z_i)/R_{iu} \end{aligned} \quad (6.66)$$

حيث:

$$R_{iu} = \left[(X_u - X_i)^2 + (Y_u - Y_i)^2 + (Z_u - Z_i)^2\right]^{1/2} \quad (6.67)$$

ومنها نجد أن:

$$R_i = R_{iu} + h_{iX}\Delta X + h_{iY}\Delta Y + h_{iZ}\Delta Z \quad (6.68)$$

وللقمر الصناعي رقم i، فإن خطأ المدى، ΔR_i، يعطى بالعلاقة التالية:

$$\Delta R_i = R_{ip} - T - R_i \quad (6.69)$$

بتعويض $T = T_u + \delta T$، نحصل على:

$$R_{ip} - T_u - R_{iu} = \Delta R_i = h_{iX}\Delta X + h_{iY}\Delta Y + h_{iZ}\Delta Z + \delta T \quad (6.70)$$

ومنها نجد أن:

$$\begin{bmatrix} \Delta R_1 \\ \Delta R_2 \\ \Delta R_3 \\ \Delta R_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{1X} & h_{1Y} & h_{1Z} & 1 \\ h_{2X} & h_{2Y} & h_{2Z} & 1 \\ h_{3X} & h_{3Y} & h_{3Z} & 1 \\ h_{4X} & h_{4Y} & h_{4Z} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \\ \delta T \end{bmatrix} \qquad (6.71)$$

معادلة المصفوفة الخطية هذه يتم حلها للحصول على ΔX، و ΔY، و ΔZ، و δT، وتُستخدَم هذه القيم لتصحيح القيم الاسمية لموضع المستخدِم وإزاحة الساعة. يتم تكرار هذه العملية حتى تصبح قيم ΔX، و ΔY، و ΔZ، و δT قابلة للإهمال.

يجب ملاحظة أن عدم اليقين والأخطاء في القياسات قد أُهمِلت في المعادلات عند هذه المرحلة وذلك للتبسيط.

تُستخدَم المعالجة المتتابِعة للقياسات في التطبيقات الديناميكية للمستخدِم لأنه يمكن الحصول على التقديرات الأفضل من خلال استعمال التقديرات السابقة وعدم اليقين المصاحِبة لها. وغالبًا ما تُستخدَم مرشحات كالْمان. ويُشار إلى مصفوفة التفاضل الجزئي h_{iX}، و h_{iY}، و h_{iZ} عادة بالرمز **H**. ويجب ملاحظة أن h_{iX}، و h_{iY}، و h_{iZ} هي جيوب تمام الاتجاه لمتجه المدى للقمر الصناعي رقم i وأنه يمكن استخدام المصفوفة **H** لتقييم التخفيف الهندسي للدقة.

5.5.6 تكامل النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي ونظام الملاحة بالقصور الذاتي

Integration of GPS and INS

إن نظام GPS ونظام الملاحة بالقصور الذاتي متتامين بالكامل، ويمكن تجميع معلوماتهما للاستفادة المتبادَلة لكِلا النظامين. على سبيل المثال:

- معايرة وتصحيح أخطاء نظام الملاحة بالقصور الذاتي – يتيح نظام GPS المعايرة الدقيقة جدًا وتصحيح أخطاء نظام الملاحة بالقصور الذاتي أثناء الرحلات بواسطة مرشح كالْمان.

- يمكن لنظام الملاحة بالقصور الذاتي تنعيم التغيُّر الدرَجي في مُخرَجات الموضع للنظام GPS التي يمكن أن تحدُث عند التحويل إلى قمر صناعي آخر بسبب التغيُّر في الأخطاء المتأصلة.
- مقاومة التشويش – مثل أيّ نظام راديو، فإن نظام GPS يمكن تشويشه ولو حتى فوق منطقة محلية، على الرغم من أنه يمكن إعطاء درجة عالية من المقاومة للتشويش. ونظام الملاحة بالقصور الذاتي، بالتصحيح المسبق لأخطائه بواسطة مرشح كالْمان، فإنه يمكنه توفير معلومات ملاحية دقيقة عندما تطير الطائرة فوق مناطق محلية خاضعة للتشويش الشديد.
- حجب الهوائي – نظام GPS هو نظام خط بصر ومن الممكن حجب هوائي نظام GPS بواسطة التضاريس أو هيكل الطائرة أثناء المناورات.
- تصحيحات موقع الهوائي – الموضع المشتق بواسطة نظام GPS يعتبر فعَّالاً في الهوائي، وينبغي تصحيحه من أجل الإسناد إلى موقع نظام الملاحة بالقصور الذاتي. ويوفر نظام الملاحة بالقصور الذاتي معلومات الوضع التي، إلى جانب ثوابت ذراع الرفع، تتيح إجراء هذه التصحيحات.

6.5.6 النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي التفاضلي

Differential GPS

1.6.5.6 المقدمة **Introduction**

كما شُرِح في القسم السابق، دقة الموضع الأفقي المتاحة لجميع مستخدمي نظام GPS (المدنيين والعسكريين) هي الآن 16 متراً. وهذا لم يكن متاحًا في الماضي، على أيّة حال، حتى عام 2000 عندما أُلغيَ قيد "التوافر الانتقائي" (selective availability).

حالات القلق بشأن الأعداء المحتمَلين المستخدِمين لنظام GPS لتوجيه الصواريخ والأسلحة الأخرى ضد الولايات المتحدة قد قادت إلى سياسة رفض الدقة، وبشكل عام المعروفة باسم التوافر الانتقائي. قامت المحطات الأرضية لنظام GPS

عن قصد بإدخال أخطاء تحديد أزمان القمر الصناعي لخفض دقة تحديد الموضع المتاحة للمستخدمين المدنيين لدقة تحديد الموضع الأفقي 100 متر إلى المستوى الاحتمالي 95 في المئة. وهذا كان يُعتبَر ملائمًا للاستخدام العام للملاحة، إلا أنه في الواقع لم يفِ بمتطلبات الدقة أو السلامة للمسح الجغرافي المائي أو الأرضي، أو الملاحة الساحلية، أو الملاحة الجوية. ويجب ملاحظة أنه حتى الدقة 16 متراً، المتاحة حاليًا، ليست دقة كافية للعديد من التطبيقات. على سبيل المثال، تحديد موضع أجهزة الحفر النفطية المشاطئة أو الهبوط الآلي في حالة التطبيقات الجوية.

لهذا، طُوِّرت طريقة ملاحة إضافية تُعرف باسم "النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي التفاضلي" ((Differential GPS (DGPS)) لتحسين دقة تحديد الموقع لعدد من التطبيقات المدنية المتزايدة. ويمكن تعريف نظام DGPS على النحو التالي:

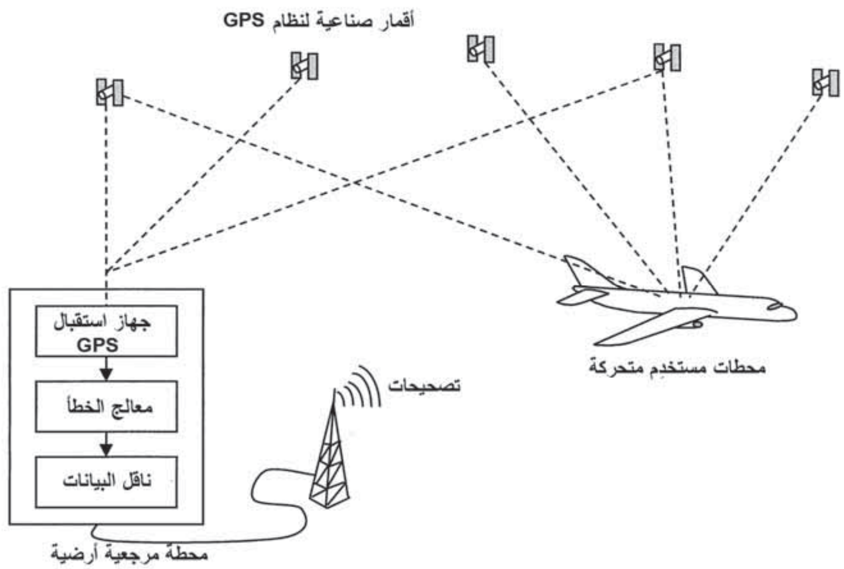
التحديد الآني لموقع محطة متحركة بواسطة المدى الكاذب المصحَّح (ربما بمرشح دوبلر أو منعَّم طوريًا) لنظام GPS. ويتم تقدير التصحيحات في "محطة مرجعية" ساكنة وإرسالها إلى المحطة المتحركة. وقد تكون ثمة محطة مراقبة جزءًا من النظام، كتدقيق للجودة على إرساليات المحطة المرجعية.

إن نجاح نظام DGPS يمكن ملاحظته من تطبيقاته على الأسواق الجديدة مثل تحديد موقع مركَبة أرضية تُستعمَل بواسطة خدمات الطوارئ. وقد أجريت أيضًا تجارب ناجحة لعمليات الهبوط الآلي وإرشاد المَدْرَج الجانبي. ويُستخدم حاليًا على نحو واسع في تطبيقات المسح الجغرافي المائي والأرضي.

2.6.5.6 المبادئ الأساسية Basic principles

المبدأ الأساسي الذي يقوم عليه نظام DGPS هو حقيقة أن الأخطاء التي يشهدها جهازي استقبال يتابعان في وقت قمرًا صناعيًا في موقعين قريبين جدًا من بعضهما البعض، سوف تكون مشتركة إلى حد كبير لكلٍّ من جهازي الاستقبال.

يوضح الشكل (34.6) الفكرة الأساسية لعمل نظام GPS التفاضلي. موضع محطة GPS المرجعية الساكنة معلوم إلى درجة عالية جدًا من الدقة، بحيث إن قيم المدى للقمر الصناعي يمكن تحديدها بشكل دقيق جدًا، بمعرفة بيانات زِيج القمر الصناعي. الأخطاء في قياسات المدى الكاذب يمكن عندئذ اشتقاقها وحوسبة التصحيحات المطلوبة وإرسالها إلى مستخدِم الجهاز على الاتصال الراديوي. يوضح الشكل (35.6) رسمًا تخطيطيًا للأخطاء الموجودة في نظام GPS وسيتم مناقشتها بإيجاز فيما يلي.



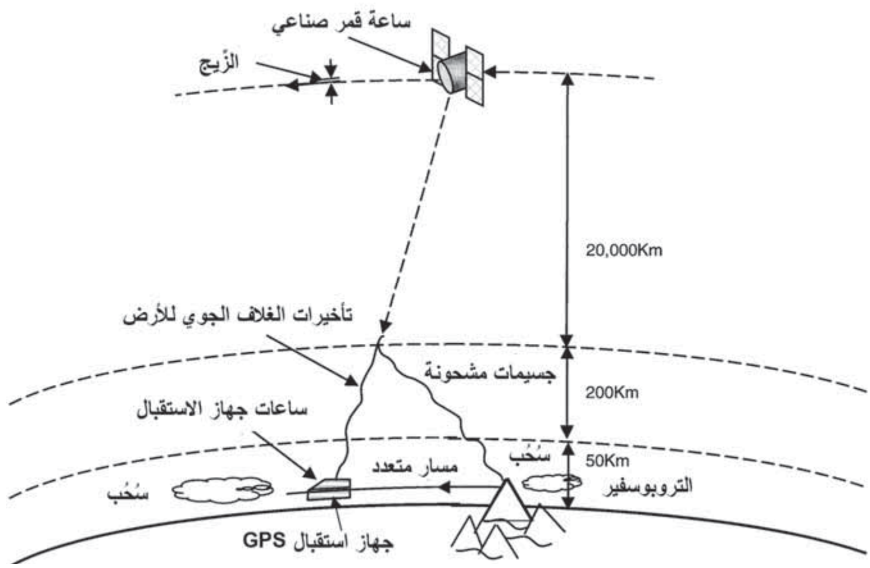
الشكل (34.6): فكرة عمل النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي التفاضلي (DGPS).

ساعات القمر الصناعي لنظام GPS: الأقمار الصناعية لنظام GPS مجهَّزة بساعات ذرية دقيقة جدًا، ويتم إجراء التصحيحات بواسطة المحطات الأرضية، كما شُرِح في القسم السابق. وحتى وإن كان كذلك، توجد هناك أخطاء زمنية صغيرة جدًا وبهذا فهي تساهم في عدم اليقين الإجمالي للموضع.

التوافر الانتقائي أَدخَل عن قصد شوشرة تكافئ حوالى 30 متراً في كلٍّ من إشارات ساعة القمر الصناعي على حِدَة.

أخطاء زِيج القمر الصناعي: موقع القمر الصناعي هو نقطة البداية لجميع عمليات الحوسبة لتحديد الموقع، بحيث تؤثر الأخطاء في بيانات الزِّيج مباشرة في دقة النظام. يتم حقن الأقمار الصناعية لنظام GPS في مدارات عالية جدًا، وبهذا فهي خالية نسبيًا من التأثيرات الاضطرابية للغلاف الجوي العلوي للأرض. وحتى وإن كان كذلك، فهي تنساق بشكل طفيف عن مداراتها المتوقَّعة وبهذا فهي تساهم في أخطاء النظام.

أخطاء الغلاف الجوي: تتحرك موجات الراديو بشكل أبطأ قليلاً من سرعة الضوء في الفراغ، وذلك لأنها تتحرك خلال الأيونوسفير والغلاف الجوي للأرض، وهذا هو بسبب الجسيمات المشحونة في الأيونوسفير وبخار الماء والغازات المتعادلة الموجودة في الغلاف الجوي، على التوالي. هذه التأخيرات تُترجَم مباشرة إلى أخطاء في الموضع.



الشكل (35.6): مصادر الخطأ لنظام GPS.

استخدام ترددات مختلفة في الناقلين L1 وL2 يتيح إجراء تصحيح كبير للتأخيرات الأيونوسفيرية. (يجب معرفة أن هذا الجهاز لم يكن متوفرًا للمستخدمين المدنيين قبل عام 2000).

عامل التصحيح المتوقَّع لمسار الغلاف الجوي للأرض يتم إجراؤه في جهاز الاستقبال، إلا أن هذا يستند إلى نموذج إحصائي، وتوجد هناك أخطاء متبقية حتمية.

أخطاء المسار المتعدد: يتم استقبال إشارة القمر الصناعي لنظام GPS بواسطة مسار خط البصر المباشر، إلا أن الإشارة يمكن أيضًا استقبالها كنواتج للانعكاسات عن العوائق المحلية. تصل الإشارات المنعكسة متأخرة قليلًا عن إشارة خط البصر المباشر، ولهذا السبب سُمّيت باسم إشارات المسار المتعدد (multipath signals). والشوشرة الناتجة تسمى خطأ المسار المتعدد. أخطاء المسار المتعدد التي تشهدها أجهزة الاستقبال المتحركة تحدُث بنمط عشوائي تؤدي إلى شوشرة مثل خطأ المدى الكاذب. ويتم تخفيف المشكلة كثيرًا باستخدام عروة قفل–التأخُّر المتأخِّر–المبكِّر (early-late delay-lock) وتقنيات ترشيح مناسبة.

ساعة جهاز الاستقبال: الشوشرة الداخلية في ساعة جهاز الاستقبال لنظام GPS تعمل على إدخال أخطاء صغيرة.

ويتيح نظام DGPS إبطال معظم الأخطاء المذكورة أعلاه، لأنها مشتركة بين كل من جهاز استقبال المحطة المرجعية وجهاز استقبال المستخدِم. والاستثناءات هي أخطاء المسار المتعدد وأخطاء جهاز الاستقبال لأن هذه ظواهر محلية على نحو تام.

يبيِّن الجدول (3.6) التحسينات المثيرة في الدقة التي أُجريَت بواسطة النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي التفاضلي. المسافات الفاصلة بين المحطة المرجعية الأرضية والمستخدِم المتحرك يمكن أن تكون إلى حد 300 إلى 500 كيلومتر، وللمسافات الفاصلة 1000 كيلومتر أو ما بعد غير معلومة.

الجدول (3.6): ملخص بمصادر الخطأ لنظام GPS

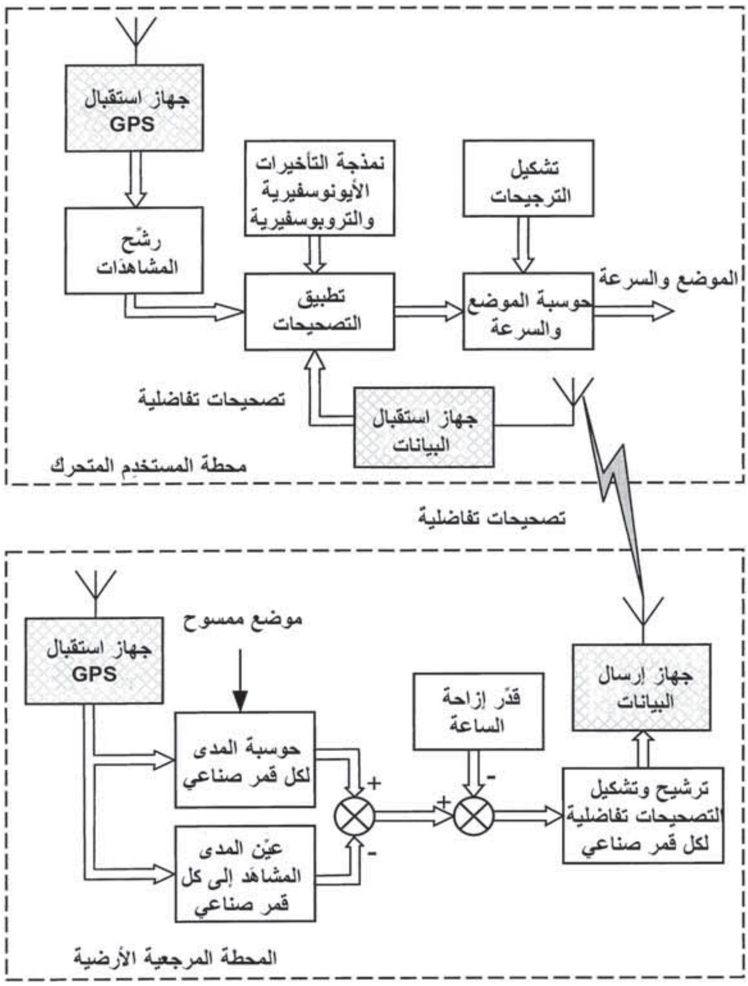
موارد الخطأ النموذجية (بالمتر)		
الدقة لكل قمر صناعي	نظام GPS العادي	نظام GPS التفاضلي
ساعات القمر الصناعي	1.5	0
أخطاء المدار	2.5	0
الأيونوسفير	5.0	0.4
التروبوسفير	0.5	0.2
التوافر الانتقائي(*)	30.0	0
شوشرة جهاز الاستقبال	0.3	0.3
المسار المتعدد (انعكاسات)	0.6	0.6
دقة تحديد الموقع النموذجي		
الأفقي	50.0	1.3
العمودي	78.0	2.0
ثلاثي الأبعاد	93.0	2.8

(*) **ملاحظة:** خطأ التوافر الانتقائي مبيَّن لتوضيح فاعلية تقنية نظام DGPS، على الرغم من أن قيد التوافر الانتقائي قد أُلغي الآن.

يوضح الشكل (36.6) مخططًا وظيفيًا مبسَّطًا لنظام GPS تفاضلي تقليدي. ويمكن فهم حلقات الاتصال الراديوية بشكل أو بعدد من الأشكال لتوفير قناة اتصال مناسبة ضيقة الحزمة إلى جهاز الاستقبال المتحرك. وتُستخدَم قنوات الراديو المخصصة ضمن الترددات المتوسطة (MF)، أو الترددات العالية (HF)، أو الترددات العالية جدًا (VHF)، أو الترددات فوق العالية (UHF). وقد استُخدِم التنوع الترددي وشفرات التحقق من الخطأ لتوفير حماية ضد تعطب البيانات التي تسببها تقلبات الانتشار.

قياس المدى الكاذب للقمر الصناعي في جهاز استقبال النظام GPS يتم إجراؤه عن طريق الربط بين إشارة القمر الصناعي التي يتم استقبالها والنسخة المطابقة المتولِّدة بواسطة جهاز الاستقبال للشفرة C/A المعروفة للقمر الصناعي

باستخدام عروة تتبع للشفرة. ودقة قياس الزمن بواسطة عروة تتبع الشفرة C/A حتمًا محدودة في النهاية بواسطة مصادر الشوشرة مثل استقبال المسار المتعدد.



الشكل (36.6): المخطط الوظيفي المبسَّط لنظام GPS التفاضلي التقليدي.

وأجهزة نظام GPS أيضًا تقوم بتوظيف عرى تتبع الناقل لمراقبة مُركِّبة الناقل المزاحة بواسطة دوبلر لإشارة الملاحة بالقمر الصناعي. وتتناسب إزاحة دوبلر مع السرعة النصف قطرية لجهاز الاستقبال المرتبط بالقمر الصناعي. ويتم حوسبة سرعة مركَبة المستخدم من إزاحات دوبلر هذه.

محطة النظام GPS المرجعية الأرضية في النظام DGPS تستخدِم هذه القياسات لإزاحة تردد دوبلر لتحسين دقة قياسات المدى الكاذب. وتكامل إزاحة دوبلر على مدى الفترة الزمنية يعطينا قياس التغير في مدى القمر الصناعي–إلى–جهاز الاستقبال. ولا يمكن قياس المدى نفسه لأن العدد الصحيح لدورات الناقل غير معروفة. والمعلومات التي يتم استخلاصها من عروة تتبع الناقل يمكن أن تأخذ شكل مشاهدَة دوبلر أو مشاهدَة دوبلر المُكامَلة باستمرار، التي تسمى عادة باسم مشاهدة "طور الناقل" (carrier phase observation). والأخطاء الناتجة بواسطة المسار المتعدد والشوشرة الموجودة في مشاهدات طور الناقل قابلة للإهمال مقارنة بتلك لمشاهدات شفرة C/A. وتحسين الدقة متكافئ مع سرعات الطول الموجي لشفرة L1 والطول الموجي للناقل، 290 متر و0.19 متر، على التوالي. وترشيح طور الناقل يمكن إجراؤه باستخدام تقنيات ترشيح كالْمان.

7.5.6 أنظمة الملاحة بالقمر الصناعي المعزَّزة المستقبلية

Future augmented satellite navigation systems

إن ظهور أنظمة الملاحة بالقمر الصناعي وروابط الاتصالات بالأقمار الصناعية يمكن أن تقدِّم قدرات جديدة للملاحة البالغة الدقة للطائرات، وعلى وجه الخصوص في العمليات المدنية.

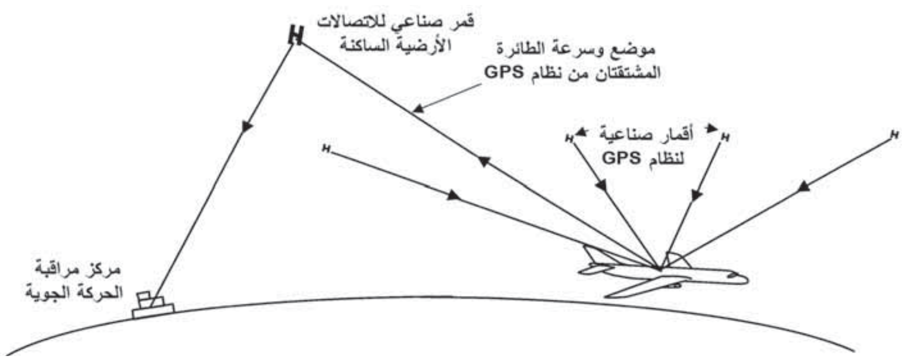
وبافتراض أن متطلبات الدقة والسلامة يمكن تلبيتهما، فإن أنظمة الملاحة بالأقمار الصناعية ينبغي أن تكون قادرة على دعم جميع مراحل الطيران بما في ذلك حالات الوصول البالغ الدقة إلى المطارات الغير المجهزة بنظام الهبوط الآلي (أو بنظام الهبوط الميكروويفي) في جميع أحوال الطقس.

وبالاشتراك مع روابط الاتصالات بالأقمار الصناعية، يمكن لهذه الأنظمة أيضًا أن تقدم إمكانية مراقبة الحركة الجوية عن بعد، كما هو مبيَّن في الشكل (37.6).

وقد أُجرِيَت تجارب ناجحة لإثبات الفكرة، في الواقع، من قِبَل سلطات المملكة المتحدة لمراقبة الحركة الجوية بالاشتراك مع شركة بريتيش إيرويز (British Airways) حوالى عام 1996. واستخدَمت التجارب أجهزة استقبال GPS وأجهزة راديو SAT-COM على متن طائرات الركاب بوينغ 747 التابعة لشركة بريتيش إيرويز لمراقبة خطوط طيران الطائرات في الرحلات التجارية العادية إلى ويست إنديز (West Indies). وقد تمت المراقبة الدقيقة لتفاصيل التغيرات في خط طيران الطائرات إلى ويست إنديز من المملكة المتحدة، التي تقع على بعد أكثر من 3000 ميل. ويمكن ملاحظة القدرة على المرونة العالية لأنظمة المراقبة الجوية.

وتوجد هناك بعض التحفظات فيما إذا كانت سلامة أنظمة GPS الحالية عالية بما يكفي لتتوافق مع متطلبات سلامة الملاحة في مراحل الأمان الحرجة للطيران وأحوال الطقس غير المواتية. وبالرغم من الاحتمالية المنخفضة جدًا لقيام أجهزة استقبال GPS بتوليد بيانات موضع خاطئة، إلا أن هناك كانت حالات مسجَّلة لبيانات موقع GPS خاطئة في الرحلة.

وقد كانت هناك أيضًا تحفظات حول الاعتماد الكلي على نظام GPS، لأنه نظام عسكري وهو بالكامل تحت سيطرة القيادة العسكرية للولايات المتحدة، على الرغم من أنه متوفر لأيّ مستخدِم. الدقة المتاحة للمستخدِمين المدنيين في التسعينيات كانت أيضًا محدودة إلى 100 متر بواسطة سياسة التوافر الانتقائي، كما شُرِح سابقًا، وهذا غير ملائم لحالات الوصول البالغ الدقة إلى المطارات.



الشكل (37.6): مراقبة الحركة الجوية عن بُعد.

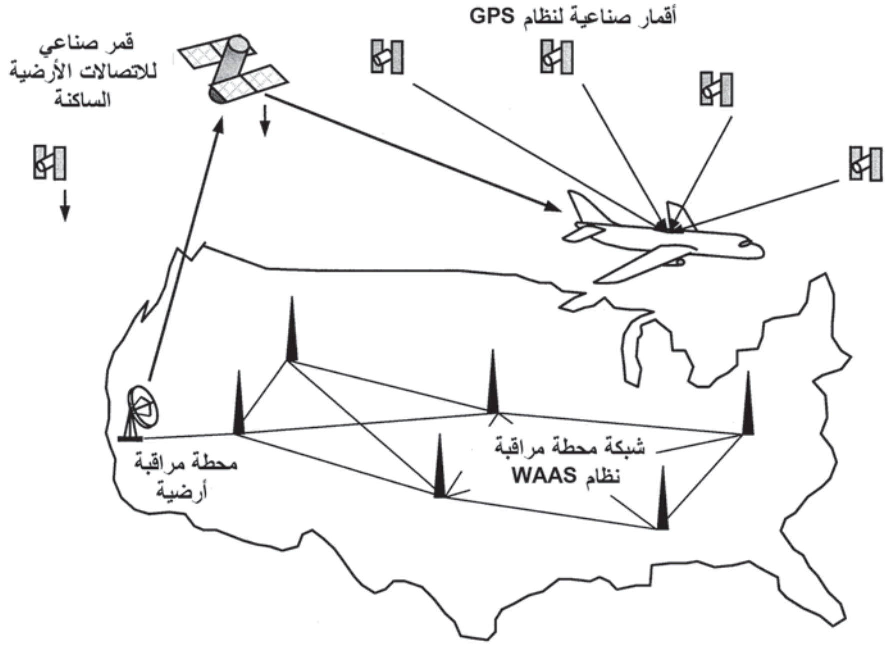
لهذا، فقد وُضِعَت مقترحات ودراسات مفصَّلة من قِبَل السلطات المدنية الأوروبية منذ أواخر التسعينيات من القرن الماضي لنظام ملاحة بالأقمار الصناعية معزَّز بأقمار صناعية إضافية تحت السيطرة المدنية الدولية. المدى الإضافي للإشارات والمراقبة سوف يتيح تلبية متطلبات السلامة وأيضًا سيوفر دقة زائدة.

وقد تم الإعلان للانطلاق بالنظام الجديد، المعروف باسم نظام جاليليو (Galileo)، من قِبَل الدول المشاركة في الاتحاد الأوروبي في مارس/آذار 2002. ونظام جاليليو سيكون قابلاً للتشغيل بينيًا مع نظام GPS من منظور المستخدِم، وسيشمل إلى حد 40 قمراً صناعياً دائراً في المدار. وسوف يقدِّم النظام دقة موضعية في حدود 1 متر عالميًا عندما يتم تشغيله.

إن تطوير أنظمة GPS التفاضلية أتاح للمحطات المرجعية الأرضية مراقبة جودة إرساليات الأقمار الصناعية. وهي توفر تدقيقاً إضافياً على سلامة نظام GPS لمستخدمي هذه المحطات ضمن مدى نصف قطري 500 إلى 1000 ميل، ويتيح إرسال التصحيحات التفاضلية لهؤلاء المستخدِمين. ويتم الحصول على الدقة الزائدة بأخطاء في نطاق بضع الأمتار، اعتمادًا على المدى من المحطة الأرضية (كما شُرِح في القسم السابق).

لقد طُوِّر نظام تعزيز بالأقمار الصناعية لنظام GPS في الولايات المتحدة تحت رعاية جمعية الطيران الاتحادية (FAA) يُسمى "نظام تعزيز المساحة الواسعة" (wide area augmentation system (WAAS)). فكرة عمل النظام WAAS مبيَّنة في الشكل (38.6). سيوفر هذا النظام سلامة زائدة عن طريق مراقبة الإشارات المُرسَلة إلى الأقمار الصناعية لنظام GPS من شبكة مراقبة المحطات الأرضية في الولايات المتحدة، ويزيد من دقة النظام من خلال إرسال التصحيحات التفاضلية على حلقات الاتصال الراديوية للأقمار الصناعية للاتصالات. وينبغي أن تكون دقة موقع المستخدِم ضمن 3 أمتار مما تتيح إنجاز حالات الوصول البالغ الدقة في ظروف الرؤية من الفئة 2.

إن بناء نظام تعزيز المساحة الواسعة جارٍ، وسوف يكون جاهزًا للتشغيل الكامل في المستقبل القريب.



الشكل (38.6): فكرة عمل نظام تعزيز المساحة الواسعة.

6.6 الملاحة المعتمدة على التضاريس

Terrain reference navigation

1.6.6 المقدمة Introduction

الملاحة المعتمدة على التضاريس هي وصف عام تتضمن أيّ تقنية للملاحة المُعانة التي تعتمد على الربط بين بيانات القياسات التضاريسية من مستشعر مناسب للتضاريس (أو مستشعرات) والبيانات المحفوظة في قاعدة بيانات الخرائط الرقمية. ويتم تشغيل النظام بالاقتران مع نظام ملاحة لتقدير الموقع حسابيًا؛ حيث يتم بعد ذلك استخدام تحديدات الموقع المشتقة من نظام الملاحة المعتمد على التضاريس لتحديث وتصحيح أخطاء نظام تقدير الموقع حسابيًا بواسطة مرشح

كالْمان. ويمكن استخدام أنظمة الملاحة المعتمدة على التضاريس فقط على اليابسة وتتطلب قاعدة بيانات دقيقة جدًا. وهذه الأخيرة قد تحتاج إلى أن تُشتَق من بيانات الأقمار الصناعية عندما لا تتوفر بيانات دقيقة للخرائط. ويمكن تقسيم أنظمة الملاحة المعتمدة على التضاريس إلى ثلاثة أنواع أساسية:

1- **ملاحة جبهة التضاريس (Terrain Contour Navigation (TCN))**: في هذا النظام، يتم قياس الملامح التضاريسية بواسطة مقياس ارتفاع راديويّ ومطابقتها بالملامح التضاريسية المحفوظة بالقرب من موقع الطائرة مثلما تم تقديرها سابقًا بواسطة نظام تقدير الموقع حسابيًا.

2- **مطابقة خصائص التضاريس (Terrain Characteristic Matching (TCM))**: هذا النوع من الأنظمة يمكن أن يستخدِم مستشعرات متنوعة – مثلاً، الرادار أو مستشعرات المقياس الراديويّ لاستشعار التغيرات في خصائص التضاريس أسفل الطائرة. على سبيل المثال، الطيران فوق البحيرات، والأنهار، والطرقات، والغابات، والمباني، الخ. ويمكن بعد ذلك معالجة البيانات للكشف عن الحواف أو الحدود التي تتغير فيها خصائص التضاريس بشكل مفاجئ. الحواف التي تم الكشف عنها للملامح التي تم الطيران فوقها يمكن مطابقتها بعد ذلك بالملامح المحفوظة بالقرب من الموقع المقدَّر للطائرة.

ويمكن استخدام كلٍّ من نظامي ملاحة جبهة التضاريس ومطابقة خصائص التضاريس بطريقة متتامة، حيث يوفر نظام ملاحة جبهة التضاريس تحديدات جيدة جدًا للموقع الذي يكون فيه تغيرات جبهة التضاريس معتدلة. وفوق التضاريس المسطحة جدًا فإن دقة نظام ملاحة جبهة التضاريس تكون منخفضة؛ ومع ذلك، يمكن لنظام مطابقة خصائص التضاريس أن يقدِّم عندئذ تحديدات جيدة جدًا للموقع من الحواف التي تم الكشف عنها للملامح التضاريسية المحددة.

3- **تلازم المساحات في مطابقة المَشاهِد Scene Matching Area) (Correlation (SMAC)):** هذا النظام يُعرَف أيضًا باسم تلازم المساحات في مطابقة المَشاهِد الرقمي (DSMAC) في الولايات المتحدة الأمريكية. وتستخدِم هذه الأنظمة عادة مستشعراً للتصوير بالأشعة تحت الحمراء لتحديد الموقع والتثبيت على معالِم محددة قابلة للتعرف أو على مجموعة من الملامح عند مواضع معلومة على المسار. وتقنية تلازم المساحات تُستخدَم لمطابقة بيانات الصورة المعالَجة ببيانات الملامح المحفوظة بحيث يقوم النظام بتتبع والتثبيت على هذه الملامح. ويجب أن يكون موقع الطائرة معلومًا بدقة تامة بدرجة أولى باستخدام، مثلاً، نظام ملاحة جبهة التضاريس.

ودرجات الدقة المقدارية التي يمكن تحقيقها بهذه الأنظمة هي على النحو التالي:

TCN	حوالى 50 متراً
TCM	حوالى 10 إلى 20 متراً
SMAC	حوالى متر إلى مترين

يجب ملاحظة أنه بينما تكون فكرة العمل الأساسية لأنظمة الملاحة المعتمدة على التضاريس هذه مباشرة نسبيًا، إلا أن هناك محتوى رياضياً كبيراً جدًا متضمَّن عند شرح التنفيذ التفصيلي لهذه الأنظمة. على سبيل المثال، الإحصاء، ونظرية الاحتمالات، وتقنيات الترابط، وطرق تقدير الحالة، ومرشحات كالْمان. قيود المساحة، بهذا، أدت إلى اقتصار شرح موضوع أنظمة الملاحة المعتمدة على التضاريس على الاستعراض الموجز فقط.

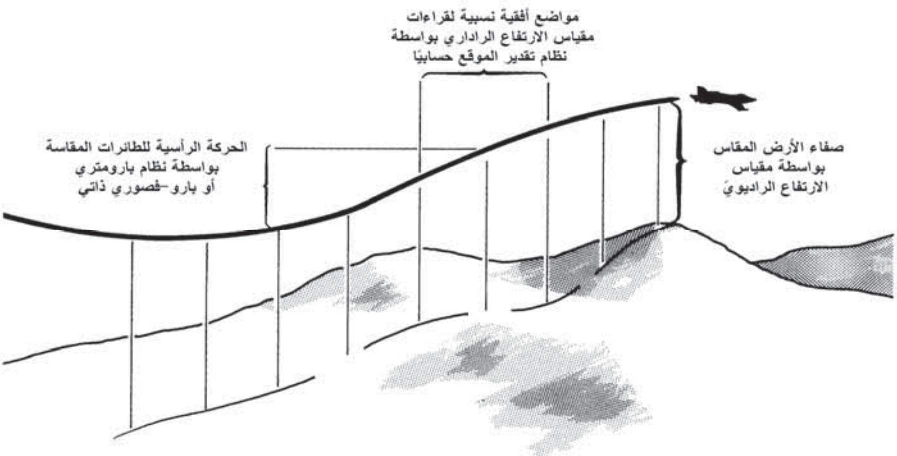
2.6.6 ملاحة جبهة التضاريس Terrain contour navigation

يوضح الشكل (39.6). فكرة العمل الأساسية لنظام ملاحة جبهة التضاريس. وهناك ثلاثة أنواع من بيانات القياس المطلوبة بواسطة النظام.

1- تسلسل من القياسات لصفاء الأرض (أيْ العلو فوق مستوى الأرض) من الطائرات. ويتم الحصول على هذا عادة باختبار عيّنة مُخرَجات مقياس الارتفاع الراديويّ، ربما ببعض الترشيح المسبق الإضافي. وتُستخدَم عادة فترة اختبار عيّنة أفقية تُقدَّر عادة بحوالى 100 متر، إلا أن هذا ليس حرِجًا.

2- البيانات المقاسة بواسطة النظام البارومتري أو نظام العلو البارو-القصوري الذاتي مطلوبة لقياس أيّ حركة رأسية للطائرات بين القياسات المتتابعة لصفاء الأرض.

3- شكل ما من نظام الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا، مثلاً، نظام الملاحة بالقصور الذاتي أو رادار دوبلر زائدًا مرجع رأسي، مطلوب لقياس المواضع الأفقية النسبية لقياسات صفاء الأرض.



الشكل (39.6): نظام الملاحة المعتمد على التضاريس.

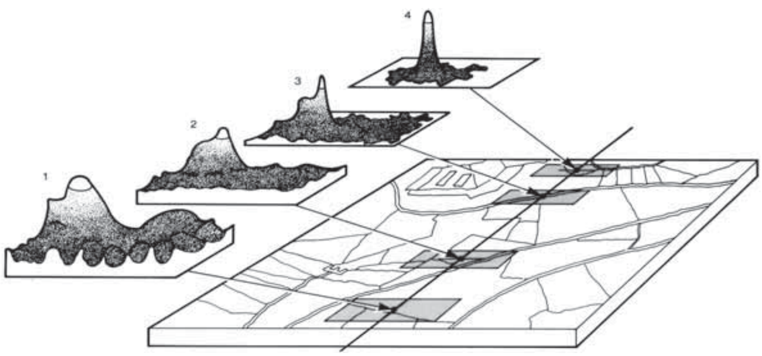
الأساس من ملاحة جبهة التضاريس هو استخدام هذه البيانات لإعادة بناء الملامح التضاريسية أسفل مسار الطائرة. يتم بعد ذلك البحث في خريطة رقمية لارتفاع التضاريس لإيجاد ملامح مطابقة بالقرب من موضع الطائرة كما قدِّر سابقًا. ويمكن استخدام هذا عندئذ كأساس لتحديث الموضع المقدَّر.

وهناك عدد كبير من حالات تنفيذ ملاحة جبهة التضاريس التي تم تطويرها في الولايات المتحدة وأوروبا لتوفير أنظمة ملاحة دقيقة جدًا من TERCOM، وTERPAC، وSITAN، وCAROTE، وTERPROM، وSPARTAN. قيود المساحة تحد من تغطية المزيد من هذه الأنظمة، ويمكن للقارئ الرجوع إلى عدد من الأبحاث المنشورة عن أنظمة ملاحة جبهة التضاريس في القراءات الإضافية في نهاية هذا الفصل.

3.6.6 مطابقة خصائص التضاريس

Terrain characteristic matching

الكشف عن حافة ملامح تضاريسية معيّنة قد تم الإشارة إليه سابقًا في هذا القسم . وأساس هذه التقنية مبيَّن في الشكل (40.6) الذي يوضح تسلسلاً من التوزيعات "المحتمَلة جدًا للمواضع" (position likelihood) التي تدل على كيفية تحسُّن تقدير الموضع عند الكشف عن حدود الملامح.



الشكل (40.6): مطابقة خصائص التضاريس – الملاحة بالكشف عن الحواف.

4.6.6 الاستغلال المدني للملاحة المعتمدة على التضاريس

Civil exploitation of TRN

يجب ملاحظة أنه بالرغم من أن أنظمة الملاحة المعتمدة على التضاريس قد استُخدِمت بشكل استثنائي في التطبيقات العسكرية، إلا أنها من الواضح يمكن

استغلالها في الطائرات المدنية كأنظمة ملاحة مُعِينة دقيقة جدًا وقائمة بذاتها، وعلى وجه الخصوص في المجال الطرفي. ويتم تركيب مقاييس ارتفاع راديويّة في معظم الطائرات المدنية إلى جانب أنظمة الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا مثل أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي. وكمبيوتر نظام الملاحة المعتمد على التضاريس وقاعدة بيانات التضاريس هي أجهزة إضافية متواضعة بتقنية إلكترونية حديثة.

Further reading قراءات إضافية

AGARD Lecture Series No. 95, *Strap-Down Inertial Systems*.

Bergh, R. A. "Dual-Ramp Closed-Loop Fiber-Optic Gyroscope." *Proceedings of SPIE*: vol. 1169, 1989, pp. 429–439.

Andreas, R. D., L. D. Hostetler and C. Beckmann. *Continuous Kalman Upating of an Inertial Navigation System Using Terrain Measurements*. NAECON 1978, pp 1263–1270.

Britting, Kenneth R. *Inertial Navigation System Analysis*. New York: Wiley-Interscience, 1971.

Chen, G. and C. K. Chui, "Kalman Filtering with Real-Time Applications." *Springer Series in Information Sciences*: vol.17, 1991.

Daly, P. "Navstar GPS and GLONASS: Global Satellite Navigation Systems." *Electronics and Communications Engineering Journal*: December 1993, pp 349–357.

Farrell, James L. *Integrated Aircraft Navigation*. New York: Academic Press, 1976.

Forssell, B. *Radio Navigation Systems*. New York: Prentice Hall 1991.

Gelling, L.A. "The Global Positioning System." IEEE Spectrum December 1993, pp 36–47.

Hofmann-Wellenhof, B., H. Lichtenegger, and J. Collins. *Global Positioning System: Theory and Practice*. Wien; New York: Springer-Verlag, 1992.

Hostetler, L. D. “Optimal Terrain-Aided Navigation Systems.” Paper presented at: AIAA Guidance and Control Conference August 1978.

Kalman, R. E. “A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems.” *Journal of Basic Engineering Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*: March 1960.

Kalman, R. E. and R. S. Bucy. “New Results in Linear Filtering and Prediction Theory.” *Journal of Basic Engineering Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*: March 1961.

Leondes, C. T. (ed.). “Theory and Applications of Kalman Filtering.” AGARDograph: no. 139, NATO Advisory Group for Aerospace Research and Development, London, Februrary 1970.

Morgan Owen, G. J. and G. T. Johnston. “Differential GPS Positioning.” *Electronics and Communications Engineering Journal*: February 1995, pp 11–21.

O’Donnell, C. F. *Inertial Navigation Analysis and Design*. New York: McGraw Hill, 1964.

Siouris, George M. *Aerospace Avionics Systems: A Modern Synthesis*. San Diego: Academic Press, 1993.

Schlee, F. H. [et al.]. “Use of an External Cascaded Kalman Filter to improve the Performance of a Global Positioning System (GPS) Inertial Navigator.” Paper presented at: Proceedings of the NAECON ’88 Conference, Dayton, Ohio 23–27 May 1988, pp 142–147.

Skarman, E. “Kalman Filter for Terrain Aided Navigation.” Paper presented at: Conference on Remotely Piloted Vehicles, Bristol, UK 1979.

الفصل السابع

البيانات الجوية وأنظمة البيانات الجوية

Air Data and Air Data Systems

1.7 المقدمة Introduction

تقدِّم أنظمة البيانات الجوية معلومات دقيقة عن كميات مثل ضغط الارتفاع (Pressure Altitude)، والسرعة الرأسية، والسرعة الجوية المعايَرة (Calibrated Airspeed)، والسرعة الجوية الحقيقية، وعدد ماخ، ودرجة حرارة الهواء الساكن (Static Air Temperature)، ونسبة كثافة الهواء (Air Density Ratio). هذه المعلومات ضرورية للطيار من أجل الطيران بالطائرة بشكل آمن، كما أنها مطلوبة أيضًا بواسطة عدد من أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية الهامة والتي تتيح للطيار بإنجاز المهمة. فهي بالتالي أحد أنظمة إلكترونيات الطيران الهامة القائمة بذاتها وتشكِّل جزءًا جوهريًا أساسيًا لأنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية المطلوبة في الطائرات الحديثة، المدنية أو العسكرية.

يشرح هذا الفصل أهمية معلومات البيانات الجوية، ويوضح كيف اشتقاق القوانين الفيزيائية الأساسية، وتوليد كميات البيانات الجوية بواسطة نظام حوسبة للبيانات الجوية.

2.7 معلومات البيانات الجوية واستخدامها

Air data information and its use

1.2.7 قياس البيانات الجوية Air data measurement

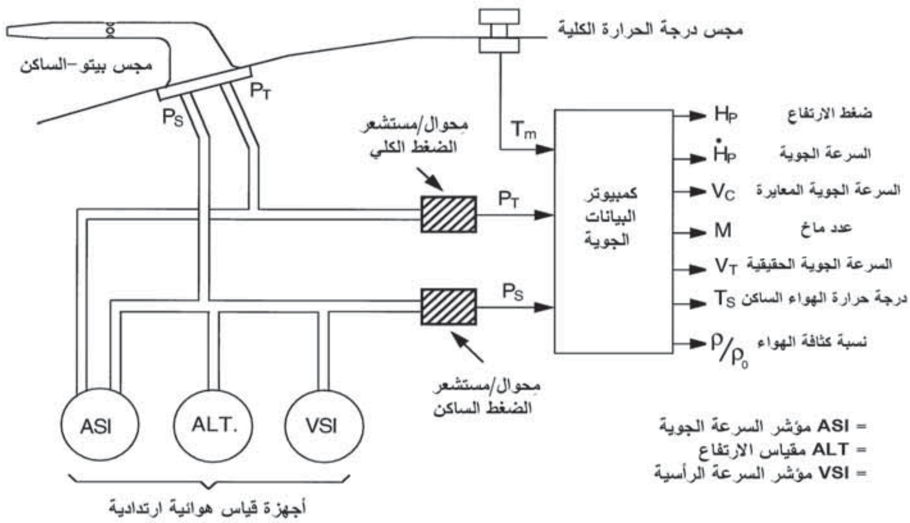
يتم اشتقاق كميات البيانات الجوية، ضغط الارتفاع، والسرعة الرأسية، والسرعة الجوية المعايَرة، والسرعة الجوية الحقيقية، وعدد ماخ، الخ، من ثلاثة قياسات أساسية بواسطة مستشعرات متصلة بمجسات تقوم بقياس:

- الضغط الكلي (أو ضغط بيتو (Pitot)).
- الضغط الساكن (static pressure).
- درجة حرارة الهواء الكلية (أو المبيَّنة) (total (or indicated) air temperature).

يوضح الشكل (1.7) نظام بيانات جوية أساسي.

الضغط الكلي، P_T، يقاس بواسطة مستشعر ضغط مطلق (أو مِحوال (transducer)) متصل بأنبوب بيتو المواجه للدفق الهوائي المتحرك. وهذا يقيس ضغط التصادم، Q_C (impact pressure)، أي الضغط المبذول لجعل الدفق الهوائي المتحرك ساكناً بالنسبة إلى أنبوب بيتو، زائدًا الضغط الساكن، P_S (static pressure)، للدفق الهوائي الحر، أيْ أن $P_T = Q_C + P_S$.

الضغط الساكن، P_S، للدفق الهوائي الحر يقاس بواسطة مِحوال ضغط مطلق متصل بفتحة تقع حيث يكون ضغط السطح مساويًا تقريبًا للضغط الجوي المحيط.



الشكل (1.7): نظام بيانات جوية أساسي.

الطائرات العسكرية العالية الأداء لها عادة تأليف من مجسات بيتو والمجسات الساكنة تمتد أمام الطائرة بحيث تكون أبعد ما يمكن عن تأثيرات التداخل الديناميكي الهوائي وموجات الصدمات المتولدة بواسطة هيكل الطائرة. وبعض طائرات النقل المدنية لها مجسات بيتو بفتحات منفصلة للضغط الساكن تقع في بدن الطائرة عادة في مكان ما بين العجلة الأمامية والجناح. الموقع الدقيق لفتحات الضغط الساكن (وأنابيب بيتو أو المجسات) يتحدد عن طريق الخبرة والتجريب. ومع ذلك، فإن العديد من الطائرات المدنية (مثل بوينغ 747) لها مجسات بيتو الساكنة ذات النوع ('L') مركَّبة جانبيًا. والتوجه على الطائرات العسكرية هو استخدام أنظمة مستوية السطح لأسباب الاستراق (مجسات التنبؤ تعطي عائد راداري كبير). ومن المثير للاهتمام ملاحظة أن أنبوب بيتو، الذي يُستخدَم بشكل عام على الطائرات (وقنوات الرياح) لقياس السرعة الجوية نتيجة لبساطته وفاعليته، اختُرِع قبل أكثر من 250 سنة من قِبَل عالم الرياضيات الفرنسي هنري بيتو (Henri Pitot) لقياس تدفق الماء في الأنهار والقنوات المائية – وهو أحد الاختراعات التي تجاوزت اختبار الزمن.

من قياسات الضغط الساكن، P_S، والضغط الكلي، P_T، يمكن اشتقاق الكميات التالية:

1- **ضغط الارتفاع، H_P:** يتم اشتقاق هذه الكمية من قياسات الضغط الساكن، P_S، مع الأخذ في الاعتبار "الضغط الجوي المعياري" (standard atmosphere).

2- **السرعة الرأسية، $\dot{H}_P$:** يتم اشتقاق هذه الكمية أساسًا بتفاضل P_S.

3- **السرعة الجوية المعايَرة، V_C:** يتم اشتقاق هذه الكمية مباشرة من ضغط التصادم، Q_C، الذي يُشتَق بدوره من الفرق بين الضغطين الكلي والساكن $(Q_C = P_T - P_S)$.

4- **عدد ماخ، M:** هذه الكمية تساوي النسبة بين السرعة الجوية الحقيقية، V_T، إلى السرعة المحلية، A، أيْ أن $M = V_T / A$، ويتم اشتقاقها مباشرة من النسبة بين الضغط الكلي إلى الضغط الساكن، P_T / P_S. (تُعرَّف السرعة الجوية بأنها سرعة الطائرة بالنسبة إلى سرعة الهواء).

القياس الثالث، أيْ درجة حرارة الهواء المقاسة (أو المبيَّنة)، T_m، يتم إجراؤه بواسطة مستشعر درجة حرارة مركَّب في مجس في الدفق الهوائي. وهذا يعطي مقدار درجة حرارة الدفق الهوائي الحر، T_S، زائدًا الارتفاع الحركي في درجة الحرارة نتيجة الهواء الساكن جزئيًا، أو كليًا، بالنسبة إلى درجة حرارة المجس المستشعِر. ودرجة الحرارة التي تفترض بأن الهواء ساكن كليًا (أيْ أن نسبة الاسترداد = 1) تُعرَف باسم "درجة حرارة الهواء الكلية"، T_T.

حوسبة عدد ماخ، M، للطائرة بالإضافة إلى نسبة الاسترداد (recovery ratio) المعلومة للمجس (التي تفترض بأن الهواء ليس ساكنًا كليًّا) تتيح اشتقاق عامل التصحيح لتأثير التسخين الحركي لتحويل درجة حرارة الهواء المقاسة (أو المبيَّنة) إلى الدفق الهوائي الحر أو "درجة حرارة الهواء الساكن"، T_S. ودرجة حرارة الهواء الساكن المشتقة تتيح بعد ذلك تقدير السرعة المحلية للصوت، A، لأن هذه الكمية تعتمد

فقط على درجة حرارة الهواء. والسرعة الجوية الحقيقية، V_T، يمكن عندئذ حوسبتها بسهولة، أيْ أن $V_T = MA$. ونسبة كثافة الهواء، $\frac{\rho}{\rho_0}$، يمكن بالتالي حوسبتها من الكميتين P_S و T_S (حيث ρ كثافة الهواء وρ_0 كثافة الهواء عند الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر (standard sea level conditions)).

2.2.7 كميات البيانات الجوية وأهميتها

The air data quantities and their importance

استخدام وأهمية كميات البيانات الجوية لضغط الارتفاع، والسرعة الرأسية (سرعة الصعود/ النزول)، والسرعة الجوية المعايَرة، وعدد ماخ، والسرعة الجوية الحقيقية بواسطة الطيار، بالإضافة إلى أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية الهامة التي سيتم مناقشتها فيما يلي.

1.2.2.7 معلومات البيانات الجوية للطيار

Air data information for the pilot

يتم تزويد الطيار بشاشات عن كميات البيانات الجوية المذكورة أعلاه، التي تعتبر جميعها هامة في مراحل مختلفة من الطيران أو المهمة. ومع ذلك، فإن الكميتين الأساسيتين اللتين تعتبران ضرورية لقيادة أيّ طائرة بدءًا من الطائرة الخفيفة إلى الطائرة القتالية فوق الصوتية هما ضغط الارتفاع والسرعة الجوية المعايَرة. ضغط الارتفاع هو ارتفاع الطائرة فوق مستوى سطح البحر المشتق من قياس الضغط الساكن مع الأخذ في الاعتبار الضغط الجوي المعياري. السرعة الجوية المعايَرة هي السرعة التي، تحت الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر، تعطي نفس قيمة ضغط التصادم كالتي يتم قياسها على الطائرة. مقياس الارتفاع الذي يعرض ضغط الارتفاع وشاشة السرعة الجوية المعايَرة (أو المبيَّنة) بهذا يشكلّان جزءًا من النسَق الكلاسيكي 'T' لأجهزة العرض الحيوية المتمركزة حول شاشة الأفق الاصطناعي. ولقد تم

الإبقاء على هذا النسَق بشكل كبير للشاشات الإلكترونية الحديثة، كما هو موضح في الشكل (37.2) في الفصل الثاني، الشاشات والتفاعل بين الإنسان والآلة.

استخدام معلومات البيانات الجوية بواسطة الطيار نناقشه فيما يلي:

- **السرعة الجوية المعايَرة –** سبب أهمية معلومات السرعة الجوية المعايَرة هو أنها تقدِّم قياسًا مباشرًا عن ضغط التصادم، من حيث التعريف، وضغط التصادم، بالإضافة إلى زاوية السقوط يقدِّران قوى الرفع والسحب المولَّدين ديناميكيًا هوائيًا والعزوم المؤثرة في الطائرة. (زاوية السقوط هي الزاوية الواقعة بين اتجاه تدفق الهواء وخط الإسناد خلال مقطع سطح الانسياب الهوائي للجناح أو سطح التوجيه). هذه القوى الديناميكية الهوائية والعزوم بدورها تقوم بتقدير قدرة الطائرة على الطيران والمناورة، وإمكانية التحكُّم بها واستجابتها وأدائها من حيث السرعة، والمدى، وارتفاع التشغيل، الخ.

ضغط التصادم هو دالة في السرعة الجوية الحقيقية، V_T، وكثافة الهواء، ρ؛ وعند السرعات الجوية المنخفضة حتى حوالى 100 متر/ثانية (200 عقدة) حيث يمكن إهمال تأثيرات الانضغاطية فإن ضغط التصادم يساوي $\frac{1}{2}\rho V_T^2$. (هذه العلاقة لم تعد صالحة لأن السرعة تزداد وتأثيرات الانضغطية تزداد، وضغط التصادم يصبح دالة في عدد ماخ أيضًا). وكثافة الهواء مرتبطة مباشرة بالارتفاع لكي يتم الحفاظ على نفس قوة الرفع عند الارتفاعات العالية لأنه عند مستوى سطح البحر يتطلب زيادة في السرعة الجوية الحقيقية من أجل توليد نفس ضغط التصادم. وبهذا، فإن السرعات الحرجة التي تؤثر في سلوك الطائرة، وإمكانية التحكُّم بها أو سلامتها محددة بدلالة السرعة الجوية المعايَرة لأن هذه الكمية لا تعتمد على تغير كثافة الهواء مع الارتفاع أو درجة الحرارة. هذه السرعات الحرجة تتضمن سرعة الدوران (rotation speed) للإقلاع، وسرعة الانهيار (stalling speed)، وسرعة اللاتجاوز (not to exceed speed) في الغطس عندما تقترب القوى الديناميكية الهوائية والعزوم المبذولة أثناء الإلحاق من الحدود البنيوية لهيكل الطائرة أو الاقتراب من حدود إمكانية التحكُّم.

يجب ملاحظة أن الكمية "السرعة الجوية المبيَّنة" تُستخدَم بشكل متكرر في هذا السياق. والسرعة الجوية المبيَّنة هي في الأساس نفس كمية السرعة الجوية المعايَرة، إلا أنها تتضمن خطأ الضغط الموجود في تجهيز بيتو/الساكن وخطأ الجهاز الموجود في النوع الميكانيكي البسيط لجهاز مؤشر السرعة الجوية (airspeed indicator (ASI)). (يتم اشتقاق السرعة الجوية المعايَرة بواسطة كمبيوتر البيانات الجوية باستخدام مستشعرات ضغط دقيقة جدًا وأخطاء الضغط المتأصلة في تجهيز مجس بيتو/الساكن يمكن الاستعاضة عنها بواسطة الكمبيوتر).

- **ضغط الارتفاع** – القياس الدقيق لارتفاع الطائرة ضروري من أجل التحكُّم بخط الطيران في المستوى الرأسي. على سبيل المثال، للحفاظ على صفاء ملائم من الجبال، والتلال، الخ، تحت ظروف الرؤية الضعيفة، والطيران في السحُب أو في الليل. وشاشتا الارتفاع والسرعة الجوية هما شاشتان حيويتان أيضًا أثناء الوصول أو النزول.

سلطات مراقبة الحركة الجوية تحتاج أيضًا إلى قياس دقيق جدًا لضغط الارتفاع من أجل مراقبة الحركة الجوية لضمان فاصل رأسي آمن في الخطوط الجوية المزدحمة. لهذا، فإن ضغط الارتفاع يتم الإبلاغ به آليًا إلى نظام المراقبة الأرضي للحركة الجوية بواسطة نظام "الإرسال والاستقبال لمراقبة الحركة الجوية" (air traffic control transponder)، كما سيتم شرحه لاحقًا في القسم التالي. وسلطات مراقبة الحركة الجوية تحتاج أيضًا بأن يكون ارتفاع الضغط المبلَّغ به مساويًا لذلك المعروض على شاشة مقياس الارتفاع الخاصة بالطيار.

- **السرعة الجوية الحقيقية** – هذه المعلومة يتم عرضها للطيار لأغراض الملاحة.

- **عدد ماخ** – عندما تزداد سرعة الطائرة وتصل إلى سرعة الصوت، أو تفوق في حالة الطائرات فوق الصوتية، تكون هناك زيادة كبيرة في قوة السَّحْب؛ وتتغير خصائص الرفع كما تتغير خصائص عزم الانحدار نتيجة تأثيرات الانضغاطية. يعتمد أداء وإمكانية التحكُّم بالطائرة على عدد ماخ

للطائرة في هذه المنظومة للسرعة العالية. المعلومات الدقيقة عن عدد ماخ للطائرة بالتالي عرض ضروري للطيار. وهي أيضًا معلومات ضرورية للأنظمة الثانوية للطائرات الأخرى التي سيتم مناقشتها لاحقًا.

- **السرعة الرأسية أو سرعة الصعود/النزول** – شاشة السرعة الرأسية أو سرعة الصعود/النزول مطلوبة أيضًا من قِبَل الطيار، وهذه الكمية يتم توليدها ضمن كمبيوتر البيانات الجوية من خلال تفاضل الضغط الساكن. وسرعة النزول مهمة بشكل خاص أثناء الوصول المراقَب أرضيًا (Ground Controlled Approach (GCA)) حيث يقوم الطيار بإعداد معدل محدد (وسرعة محددة) للنزول عند الوصول إلى ميدان الطيران. ويُستخدَم مؤشر السرعة الرأسية (Vertical Speed Indicator (VSI)) أثناء الانعطاف للكشف عن أيّ ميول لفقدان الارتفاع، حيث يقوم الطيار بتطبيق حركات تصحيحية مناسبة لعمود (أو عصا) التحكُّم للحفاظ على ارتفاع ثابت للانعطاف.
- **زاوية السقوط** – لقد تمّت الإشارة إلى أهمية زاوية السقوط. وبشكل عام، تزداد قوة الرفع من الأجنحة بشكل خطِّي تمامًا مع زيادة زاوية السقوط حتى زاوية السقوط القصوى المسموح بها تقريبًا، وهي النقطة التي عندها يبدأ تدفق الهواء بالتوقف، وأيّ زيادة أخرى ستؤدي إلى انهيار الأجنحة يتبعه نتيجة لذلك فقدان مفاجئ للرفع. وبهذا يتم عادة تركيب مستشعرات تدفق الهواء لقياس زاوية السقوط بحيث يمكن للطيار مراقبة الوضع والتأكد من أن القيمة الحرجة لم يتم بلوغها. (يجب ملاحظة أن مصطلح زاوية الهجوم يُستخدَم عادة في الولايات المتحدة الأمريكية بدلاً من زاوية السقوط).

2.2.2.7 معلومات البيانات الجوية للأنظمة الثانوية الهامة

Air data for key subsystems

نقدِّم فيما يلي وصفًا موجزًا للأنظمة الثانوية الهامة التي تحتاج إلى معلومات البيانات الجوية واستخدام هذه المعلومات.

- **نظام الإرسال والاستقبال لمراقبة الحركة الجوية –** يتم تزويد نظام الإرسال والاستقبال لمراقبة الحركة الجوية بضغط الارتفاع من أجل الإبلاغ الآلي له إلى نظام المراقبة الأرضي للحركة الجوية. تقوم سلطات مراقبة الحركة الجوية بتحديد مستويات الطيران التي يجب على الطائرات الحفاظ عليها في "الفضاء الجوي المراقَب" (controlled airspace) من حيث ضغط الارتفاع، وهذه يتم إعدادها بحيث تكون هناك مسافة رأسية فاصلة 1,000 قدم على الأقل بين الطائرات التي تطير بالقرب من بعضها البعض. وكما أُشير سابقًا، يتم اشتقاق ضغط الارتفاع من قياس الضغط الساكن والآخذ في الاعتبار "الضغط الجوي المعياري" الذي يتيح اشتقاق قانون رياضي فريد يربط بين الارتفاع والضغط الساكن. وضغط الارتفاع، على أيّة حال، يمكن أن يختلف عن الارتفاع الحقيقي بسبب التغيرات اليومية عن الضغط الجوي المعياري. هذه الاختلافات صغيرة عند الارتفاعات المنخفضة إذا تم تطبيق "تصحيح ضغط الأرضية" (ground pressure correction) إلا أنها يمكن أن تكون أكبر بكثير عند الارتفاعات العالية.

هذا الاختلاف بين ضغط الارتفاع والارتفاع الحقيقي لا يهم من وجهة نظر مراقبة الحركة الجوية بشرط أن تكون قياسات ضغط الارتفاع دقيقة بما فيه الكفاية. وهذا لأن الاختلاف مشترك لجميع قياسات ضغط الارتفاع التي تُجرَى بالقرب من بعضها البعض. على سبيل المثال، افترض أن الطائرة A أُعطِيَت مستوى طيران 33,000 قدم من قِبَل سلطات مراقبة الحركة الجوية، والطائرة B أُعطِيَت مستوى طيران 34,000 قدم. وافترض أن الفرق عن الارتفاع الحقيقي هو ΔH، وبهذا بإهمال أيّ أخطاء في قياسات ضغط الارتفاع في الطائرتين، فإن الارتفاع الحقيقي للطائرة A سوف يكون $(33{,}000+\Delta H)$ وللطائرة B سوف يكون $(34{,}000+\Delta H)$. المسافة الرأسية الفاصلة المطلوبة 1,000 قدم تم الحفاظ عليها. ارتفاعات الرحلات للطائرات النفاثة تتراوح عادة ما بين 29,000 إلى 45,000 قدم، وسيتم التوضيح في القسم 3.7 أن المستويات الفاصلة 1,000 قدم لمراقبة الحركة الجوية تضع متطلبات دقة صارمة جدًا على مستشعرات الضغط الساكن.

- **أنظمة التحكُّم بالرحلة –** معلومات السرعة الجوية المعايَرة وضغط الارتفاع مطلوبة بواسطة نظام التحكُّم بالرحلة. وهذا من أجل تمكين إجراء تعديلات آلية لحالات الكسب لنظام التحكُّم بالرحلة مع التعويض بالسرعة الجوية والارتفاع عن التغير الواسع في فاعلية التحكم واستجابة الطائرة فوق مدى مخطط حدود الطيران. وهذا يوصف عادة باسم "جدولة كسب البيانات الجوية" (air data gain scheduling). وقد تم شرحه بالتفصيل في الفصلين الثالث والرابع. ويجب تقديم الوفرة الملائمة في النظام لضمان البقاء من الفشل في حالة نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك. وهذا قد يتضمن ثلاثة أو أكثر من أنظمة الحوسبة المستقلة للبيانات الجوية.
- **نظام الطيار الآلي –** عدد من أنماط التحكُّم بالطيار الآلي تحتاج إلى معلومات البيانات الجوية، مثلاً، "إحراز/ضبط الارتفاع"، و"إحراز/ضبط عدد ماخ"، و"إحراز/ضبط السرعة الجوية" (نظام الصمام الخانق الآلي). وجدولة كسب البيانات الجوية قد يكون مطلوب أيضًا بواسطة عُرى التحكُّم بالطيار الآلي. سيتم شرح أنظمة الطيار الآلي في الفصل الثامن.
- **نظام الملاحة –** ضغط الارتفاع والسرعة الجوية الحقيقية مطلوبة بواسطة نظام الملاحة. ضغط الارتفاع مطلوب للملاحة في المستوى الرأسي. ويمكن تجميعه (أو مزجه) مع المعلومات المشتقة قصوريًا ذاتيًا من نظام الملاحة بالقصور الذاتي لتقديم معلومات السرعة الراسية والارتفاع التي تعتبر رئيسية لأيٍّ من المصدرين على حِدَة. (هذه التقنية يُشار إليها باسم "المزج البارومتري/القصوري الذاتي" وقد شُرِحت في الفصل السادس).

يتم اشتقاق متجه سرعة الطائرة من المجموع المتجهي للسرعة الرأسية البارومترية/القصورية الذاتية ومُخرَجات السرعة الأفقية (أو متجه السرعة الأرضية) من نظام الملاحة بالقصور الذاتي. وتُستخدَم معلومات متجه السرعة من اجل الإرشاد والتحكُّم، مثلاً شاشة الرأس المرتفع، ونظام موجِّه الرحلة، ونظام تصويب الأسلحة، الخ.

وضغط الارتفاع أيضًا معلومة ضرورية لنظام الملاحة المعتمد على التضاريس لأنه يقيس الحركة الرأسية للطائرة، وبهذا يتيح اشتقاق الملامح الأرضية من أجهزة قياس الارتفاع الراديوية. وتعمل أنظمة الملاحة المعتمدة على التضاريس عن طريق الربط بين قياسات مقياس الارتفاع الراداري للملامح الأرضية وقاعدة بيانات خريطة المرتفعات الطوبولوجية المحفوظة، وبالتالي تأسيس موضع الطائرة وتصحيح الموضع المقدَّر بواسطة نظام تقدير الموقع حسابيًا. (من المثير للاهتمام ملاحظة أن الانحراف المعياري عن الأفقي للأيزوبار (isobar) (الخط الذي يصل بين نقاط تساوي الضغط) على مدى مسافة ميل ملاحي واحد فوق مستوى سطح البحر هو قدم واحد).

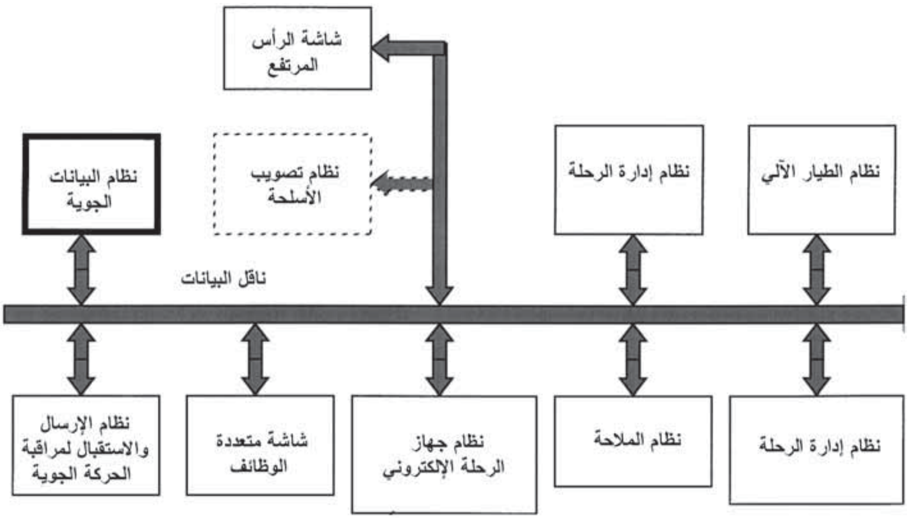
والسرعة الجوية الحقيقية مطلوبة للملاحة بتقدير الموقع حسابيًا، حيث يتم حوسبة الموقع المقدَّر بنظام تقدير الموقع حسابيًا من معرفة السرعة الجوية الحقيقية، واتجاه الطائرة، وسرعة الرياح المتوقعة/المقدَّرة. ومعلومات السرعة الجوية الحقيقية تُستخدَم أيضًا لحوسبة متجه سرعة الرياح باستخدام معلومات السرعة الأرضية من نظام الملاحة بالقصور الذاتي. والمصادر الأخرى للمعلومات الملاحية، مثل النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي (GPS) ورادار دوبلر، يمكن أيضًا استخدامها لاشتقاق سرعة الرياح من معلومات السرعة الجوية الحقيقية. المعلومات عن سرعة الرياح مطلوبة بواسطة نظام إدارة الرحلة كما سيتم شرحه لاحقًا. ومعلومات سرعة الرياح مطلوبة أيضًا لتصويب الأسلحة في حالة الطائرات العسكرية.

- **نظام إدارة الرحلة –** نظام إدارة الرحلة يحتاج إلى معلومات عن كميات البيانات الجوية: ضغط الارتفاع، والسرعة الرأسية، وعدد ماخ، ودرجة الحرارة الساكنة، والسرعة الجوية الحقيقية، والسرعة الجوية المعايَرة.

ومعلومات البيانات الجوية ضرورية لنظام إدارة الرحلة للحفاظ على الطائرة على خط طيران فاعل جدًا للوقود ولتحقيق إدارة الرحلة الرباعية الأبعاد (موضع ثلاثي الأبعاد وزمن). نظام إدارة الرحلة سيتم شرحه في الفصل الثامن.

- **أنظمة مراقبة المحركات** – معلومات الارتفاع والسرعة الجوية المعايَرة مطلوبة بواسطة أنظمة مراقبة المحركات.

يبيِّن الشكل (2.7) تدفق معلومات البيانات الجوية من نظام حوسبة البيانات الجوية إلى أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية الهامة. تستخدِم أنظمة الطائرات الحديثة نظام نقل بيانات رقمي متعدد الزمن، مثل MIL-STD-1553B على الطائرات العسكرية، أو ARINC 629 في حالة الطائرات المدنية لنقل البيانات والربط البيني بين الأنظمة. وقد تم إلغاء درجة الوفرة للتوضيح: على سبيل المثال، الطائرات المدنية لها على الأقل نظاما حوسبة مستقلان للبيانات الجوية.



الشكل (2.7): تدفق البيانات الجوية إلى أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية (أُلغيت الوفرة للتوضيح).

3.7 اشتقاق قوانين وعلاقات البيانات الجوية

Derivation of air data laws and relationships

الغرض من هذا القسم هو توضيح كيفية اشتقاق القوانين الرياضية التي تربط بين الارتفاع، وكثافة الهواء، وعدد ماخ، والسرعة الجوية الحقيقية، ودرجة حرارة الدفق الهوائي الحر، والسرعة الجوية الحقيقية من قياسات البيانات الجوية الأساسية

للضغط الساكن، والضغط الكلي، ودرجة الحرارة الكلية (أو المبيَّنة). الوحدات المستخدمة لكميات البيانات الجوية مشروحة في الفصل الأول، القسم 3.1، المقدِّمة.

يجب ملاحظة أن "الضغط الجوي المعياري" هو الضغط الجوي عند مستوى سطح البحر تحت ظروف درجة الحرارة المعيارية $288.15\ ^oK$ ($15\ ^oC$) ويساوي $101.325\ kN/m^2$ (kPa) أو 1013.25 ميللي بار (mb) (ويساوي أيضًا 29.9213 بوصة من الزئبق).

1.3.7 العلاقة بين ضغط الارتفاع والضغط الساكن

Altitude–static pressure relationship

بإجراء فرضيات معيَّنة بخصوص الغلاف الجوي "المعياري" من الممكن التعبير عن الارتفاع فوق مستوى سطح البحر عند أيّ نقطة في الغلاف الجوي للأرض كدالة ذات قيمة واحدة للضغط الجوي عند تلك النقطة. هذه الفرضيات تهتم بالتكوين الكيميائي للغلاف الجوي، والظروف الغلافية الجوية الابتدائية عند مستوى سطح البحر وتوزيع درجة الحرارة خلال الغلاف الجوي.

هذه الظروف المفترضة قد تمّت الموافقة عليها دوليًا، وتتيح تأسيس القانون الرياضي الذي يربط بين الضغط الساكن وضغط الارتفاع، بحيث إنه بقياس ضغط الدفق الهوائي الحر يمكن اشتقاق ضغط الارتفاع (أو الضغط البارومتري).

هذه الفرضيات للضغط الجوي المعياري تستند إلى بيانات إحصائية، وضغط الارتفاع الذي يتم اشتقاقه يمكن أن يختلف عن الارتفاع الحقيقي عن مستوى سطح البحر بعدة آلاف قدم. ومع ذلك، وكما شُرِح سابقًا، وباشتراط قياس الضغط الساكن بدقة وأن الأخطاء المحسوبة صغيرة، فإن جميع الطائرات التي تطير عند ضغط ارتفاع معيَّن سوف لن تطير بنفس الارتفاع وحقيقة أن ضغط الارتفاع لا يتوافق مع الارتفاع الحقيقي لا يهم من وجه نظر مراقبة الحركة الجوية. ويتيح الضغط المعياري أيضًا ربط اختبارات الطيران، ونتائج نفق الرياح، والتصميم العام للطائرة، ومعاملات الأداء بمرجع مشترك.

يمكن اشتقاق العلاقة بين ضغط الارتفاع والضغط الساكن على النحو التالي:

بالرجوع إلى الشكل (3.7)، التغيُّر في الضغط، dp، لكثافة من الهواء، ρ، الناشئ عن تغيُّر صغير في الارتفاع، dH، يتم اشتقاقه بمساواة القوى المؤثرة في المستوى الرأسي على حجم أولي صغير من الهواء، أي أن:

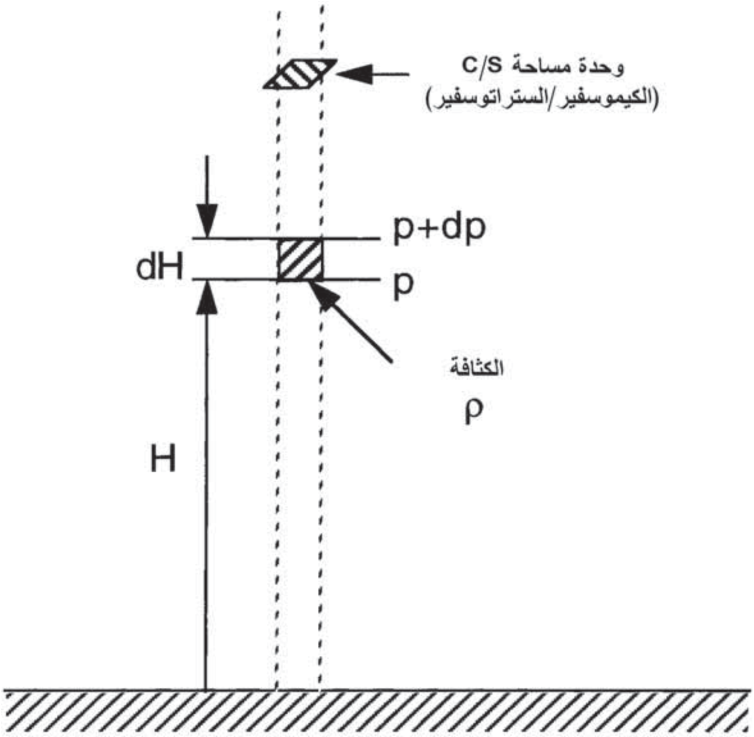
$$-dp = \rho g dH \tag{7.1}$$

حيث g ثابت الجاذبية الأرضية.

من قانون الغازات لدينا:

$$p = \rho R_a T \tag{7.2}$$

حيث T درجة حرارة الجو (بالكلفن (^{o}K)) و R_a ثابت الغاز لوحدة كتلة من الهواء الجاف.



الشكل (3.7): العلاقة بين الضغط الساكن والارتفاع.

بتوحيد المعادلتين (7.1) و (7.2) نحصل على:

$$-\frac{dp}{P}=\frac{g}{R_aT}dH \qquad (7.3)$$

ويمكن التعبير عن T كدالة في H فقط بإجراء الفرضيات التالية، التي تستند إلى بيانات إحصائية.

1- درجة الحرارة عند مستوى سطح البحر، T_0، والضغط عند مستوى سطح البحر، P_0، يتم افتراضهما بأنهما ثابتان.

2- تنخفض درجة الحرارة خطِّيًا مع زيادة الارتفاع حتى الوصول إلى ارتفاع يُعرَف باسم التروبوبوز (tropopause) (الغلاف البيني) الذي من بعده تبقى درجة الحرارة ثابتة حتى الوصول إلى ارتفاع الاستراتوبوز (stratopause) (الغلاف الطبقي). المنطقة الموجودة أسفل ارتفاع التروبوبوز تُعرَف باسم التروبوسفير (troposphere) (الغلاف الجوي البيني).

العلاقة التي تربط بين درجة الحرارة، T، عند الارتفاع، H، حتى ارتفاع التروبوبوز هي:

$$T=T_0-LH$$

حيث L معدل هبوط درجة الحرارة.

3- درجة الحرارة بعد ارتفاع التروبوبوز تبقى ثابتة عند القيمة T_T^* حتى الوصول إلى الارتفاع المعروف باسم الاستراتوبوز (تُستخدَم النجمة * للتمييز بين درجة حرارة التروبوبوز T_T^* ودرجة الحرارة الكلية T_T). المنطقة الفاصلة بين الارتفاعين التروبوبوز والاستراتوبوز تُعرف باسم الستراتوسفير (stratosphere) (الغلاف الجوي الطبقي).

4- عند الارتفاعات الأعلى من ارتفاع الاستراتوبوز تبدأ درجة الحرارة بالزيادة خطِّيًا مع الارتفاع، وهذه المنطقة تُعرَف باسم الكيموسفير (chemosphere) (الغلاف الجوي الكيميائي).

درجة الحرارة في منطقة الكيموسفير تعطى بالعلاقة:

$$T = T_T^* + L(H - H_S)$$

حيث L معدل ارتفاع درجة الحرارة و H_S ارتفاع الاستراتوبوز.

القانون الذي يربط بين الارتفاع والضغط بالتالي يتكون من ثلاثة أجزاء تتضمن مناطق التروبوسفير، والستراتوسفير، والكيموسفير على التوالي.

قيمة تسارع الجاذبية الأرضية، g، عند الارتفاع H تختلف عن قيمتها على سطح الأرض، g_0، وتخضع لقانون التربيع العكسي، كما شُرِح سابقًا. أي أن:

$$g = \frac{R_0^2}{(R_0 + H)^2} g_0 \tag{7.4}$$

حيث R_0 نصف قطر الأرض.

تأثير هذا التغير في اشتقاق ضغط الارتفاع صغير جدًا على مدى ارتفاعات التشغيل العادية، ومن المناسب افتراض أن g ثابتة عند قيمة مستوى سطح البحر g_0، مما يؤدي إلى تبسيط تكامل المعادلة (7.4). قيمة الارتفاع التي تم اشتقاقها تُعرف باسم "ارتفاع الجهد الأرضي" (geopotential altitude). هذا الاختلاف البسيط لا يهم من وجهة نظر تعريف ضغط الارتفاع الذي هو دالة ذات قيمة واحدة للضغط الساكن.

أ- **منطقة التروبوسفير** $T = T_0 - LH$

بالتعويض عن T وافتراض أن g ثابتة وتساوي g_0 في المعادلة (7.3) وتكامل كلٍّ من جانبي المعادلة نحصل على:

$$-\int_{P_{S0}}^{P_S} \frac{1}{p}\, dp = \frac{g_0}{R_a} \int_0^H \frac{1}{(T_0 - LH)}\, dH$$

حيث P_{S0} قيمة p عند مستوى سطح البحر، و $H = 0$، و P_S قيمة p عند الارتفاع H. ومن هذه المعادلة نحصل على:

$$\log_e \frac{P_S}{P_{S0}} = \frac{g_0}{LR_a} \log_e \frac{(T_0 - LH)}{T_0}$$

وبهذا فإن:

$$P_S = P_{S0}\left(1 - \frac{L}{T_0} H\right)^{\frac{g_0}{LR_a}} \qquad (7.5)$$

و:

$$H = \frac{T_0}{L}\left[1 - \left(\frac{P_S}{P_{S0}}\right)^{\frac{LR_a}{g_0}}\right] \qquad (7.6)$$

ب- منطقة الستراتوسفير $T = T_T^*$

بتعويض T_T^* عن T و g_0 عن g في المعادلة (7.3) وتكامل كلاً من جانبي المعادلة نحصل على:

$$-\int_{P_{ST}}^{P_S} \frac{1}{p} dp = \frac{g_0}{R_a T_T^*} \int_{H_T}^{H} dH$$

حيث P_{ST} الضغط عند ارتفاع التروبوبوز H_T. ومنه نجد أن:

$$P_S = P_{ST}\ e^{-\left(\frac{g_0}{R_a T_T^*}\right)(H - H_T)} \qquad (7.7)$$

و:

$$H = H_T + \frac{R_a T_T^*}{g_0} \log_e \frac{P_{ST}}{P_S} \qquad (7.8)$$

ج- منطقة الكيموسفير

العلاقة بين الضغط الساكن مقابل الارتفاع يمكن اشتقاقها بنفس الطريقة بتعويض $T = T_T^* + L(H - H_S)$ و $g = g_0$ في المعادلة (7.3) وتكامل كلاً من جانبي المعادلة بين الحدود المناسبة نحصل على:

$$P_S = P_{SS}\left[1+\frac{L}{T_T^*}(H-H_S)\right]^{-\frac{g_0}{LR_a}} \qquad (7.9)$$

و:

$$H = H_S + \frac{T_T^*}{L}\left[\left(\frac{P_{ST}}{P_S}\right)^{\frac{g_0}{R_a L}} - 1\right] \qquad (7.10)$$

قيم الثوابت المستخدَمة في قانون الضغط–الارتفاع مبيَّنة في الجدول (1.7) بوحدات النظام الدولي للوحدات SI وبوحدات بديلة مبيَّنة بين القوسين.

سوف يُستخدَم الرمز H_P من الآن فصاعدًا ليدل على ضغط الارتفاع.

الجدول (1.7): ثوابت قانون الضغط–الارتفاع

الثابت	قيمة الغلاف الجوي المعياري
الضغط عند مستوى سطح البحر، P_{S0}	101.325 كيلوباسكال (1013.25 ميللي بار)
درجة الحرارة عند مستوى سطح البحر، T_0	288.15 °K
معدل هبوط درجة حرارة التروبوسفير، L	6.5×10^{-3} °C/m
ارتفاع التروبوبوز، H_T	11,000 متر (36,089.24 قدم)
درجة حرارة التروبوبوز، T_T^*	(−65.5 °C) 216.65 °K
ارتفاع الاستراتوبوز، H_S	20,000 متر (65,617 قدم)
معدل ارتفاع درجة حرارة الكيموسفير، L	1.0×10^{-3} °C/m
حدود ارتفاع الكيموسفير	32,004 متر (105,000 قدم)
g_0	9.80665 متر/ث^2
R_a	287.0529 Joules/°K/kg
g_0/LR_a (تروبوسفير)	5.255879
g_0/R_aT	1.576885×10^{-4} m^{-1}
g_0/LR_a (كيموسفير)	34.163215

العلاقات التي تربط بين P_S و H مبيَّنة أدناه ويتم اشتقاقها بتعويض القيم المناسبة من الجدول في المعادلات (7.5)، و (7.7)، و (7.9) على التوالي، و H_P عن H.

أ- **منطقة التروبوسفير:** 914.4− إلى 11,000 متر (3,000− إلى 36,089 قدم)

$$P_S = 1{,}013.25\left(1 - 2.25577\times 10^{-5} H_P\right)^{5.255879} \text{ mb} \qquad (7.11)$$

ب- **منطقة الستراتوسفير:** 11,000 إلى 20,000 متر (36,089 إلى 65,617 قدم)

$$P_S = 226.32\ e^{-1.576885\times 10^{-4}\,(H_P - 11{,}000)} \text{ mb} \qquad (7.12)$$

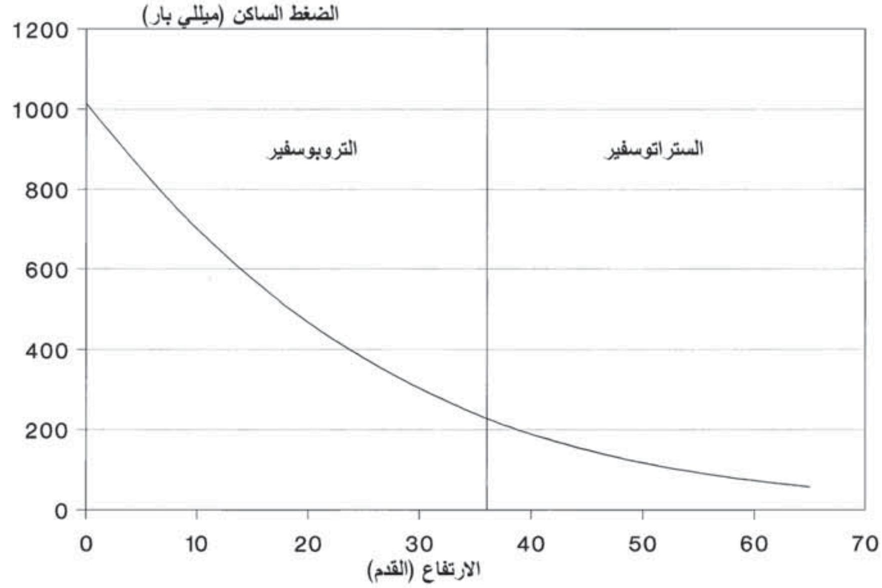
ج- **منطقة الكيموسفير:** 20,000 إلى 32,004 متر (65,617 إلى 105,000 قدم)

$$P_S = 54.7482\left[1 + 4.61574\times 10^{-6}(H_P - 20{,}000)\right]^{-34.163215} \text{ mb} \quad (7.13)$$

يتم التعبير عن H_P بالأمتار. (عامل التحويل للتحويل من القدم إلى المتر هو 1 قدم يساوي 0.3048 متر). (لقد أُهمِلَت معادلات منطقة الكيموسفير لغرض الإيجاز كما أشير سابقًا).

العلاقة بين الضغط الساكن والارتفاع المحسوبة من العلاقات السابقة مبيَّنة في الشكل (4.7). ويمكن توضيح أن الفرق بين ضغط الارتفاع، أو ارتفاع الجهد الأرضي، H_P، المشتق من العلاقات السابقة، التي تفترض أن $g = g_0$، والارتفاع الهندسي، H_G، الذي تم الحصول عليه من تغيُّر g مع الارتفاع، تعطى إلى أقرب تقريب على مدى الارتفاعات العادية بالعلاقة $\frac{H_G^2}{R}$ (حيث R نصف قطر الأرض ويساوي 6,356.8 كيلومتر عند خط العرض 45^{o}). وكما أشير سابقًا، هذا الفرق

صغير على مدى الارتفاعات العادية، على الرغم من أنه يتبع قانون التربيع العكسي. على سبيل المثال، الفرق هو 19 متر (62 قدم) عند الارتفاع 11,000 متر (36,089 قدم).



الشكل (4.7): الضغط الساكن مقابل الارتفاع.

2.3.7 تغيُّر ضغط الأرضية Variation of ground pressure

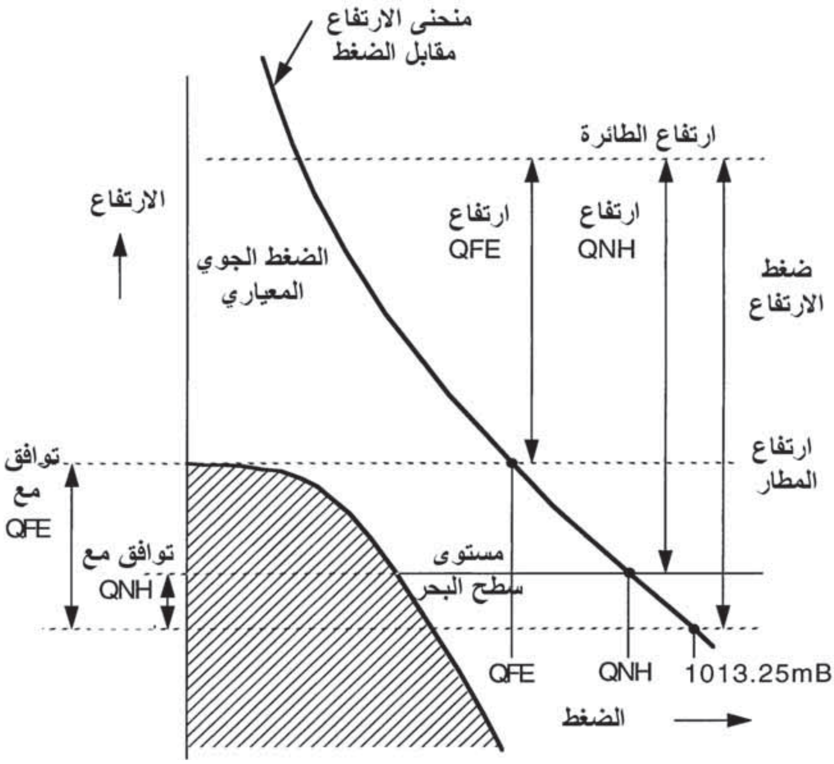
يتم قراءة الأخطاء نتيجة التغير في ضغط الأرضية عن القيمة المعيارية المفترَضة من قارئ مقياس الارتفاع، وذلك بإعداد مقياس لضغط معيَّن. هذا الإجراء يؤثر في نقطة الصفر، وبالتالي يغيِّر من قراءة مقياس الارتفاع على مداه كاملاً بمقدار ارتفاع يتوافق مع الضغط المعد بحسب ما تم تقديره بواسطة قانون الارتفاع–الضغط.

الضغط الذي يتم إعداده لأيّ حدث معيَّن يتغير مع نوع تبيين الارتفاع التي ستُستخدَم. إذا تم إعداد ضغط المستوى الأرضي المعياري (1013.25 ميللي بار)، سيقرأ مقياس الارتفاع عندئذ ضغط الارتفاع (أو الارتفاع البارومتري). وإذا استُخدِم

نظام "ضغط الأرضية" (ground pressure) (QFE)، سيتم الإعداد على الضغط عند مستوى الأرض (ليس بالضرورة أن يكون مستوى سطح البحر) وسيقوم مقياس الارتفاع بقراءة الارتفاع فوق مستوى الأرض عند هذه النقطة إذا افتُرِض الضغط الجوي هو المعيار. وبهذا، إذا تم الإعداد على ضغط الأرضية لميدان الطيران، سيقرأ مقياس الارتفاع صفراً عند ملامسة الأرض (بافتراض استخدام نظام دقيق).

وإذا استُخدِم نظام "متوسط ضغط مستوى سطح البحر" (QNH) (mean sea level pressure)، سيتم الإعداد على الضغط عند متوسط مستوى سطح البحر (يتم حوسبته غالبًا) للمنطقة ذات الاهتمام، وسيقوم مقياس الارتفاع بقراءة الارتفاع فوق مستوى سطح البحر، إذا افتُرِض الضغط الجوي هو المعيار.

يوضح الشكل (5.7) الأنماط المختلفة لتبيين الارتفاع.



الشكل (5.7): تعديلات مقياس ارتفاع ضغط الأرضية.

3.3.7 العلاقة بين كثافة الهواء والارتفاع

Air density vs altitude relationship

يتم اشتقاق العلاقة بين كثافة الهواء، ρ، والارتفاع، H، من العلاقة التي تربط بين P_S و H واستخدام قانون الغازات:

$$P_S = \rho R_a T$$

للتخلص من P_S.

على سبيل المثال، في منطقة التروبوسفير:

$$P_S = P_{S0}\left(1-\frac{L}{T_0}H\right)^{\frac{g_0}{LR_a}}$$

$T = T_0 - LH$، وبالتالي فإن:

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1-\frac{L}{T_0}H\right)^{\left(\frac{g_0}{LR_a}\right)-1} \qquad (7.14)$$

حيث $\rho_0 = \frac{P_{S0}}{R_a T_0}$ هي الكثافة عند الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر. ويُشار إلى النسبة ρ/ρ_0 باسم "عامل خفض الكثافة" (density reduction factor).

مثال: احسب كثافة الهواء عند ارتفاع 10,000 متر (30,480 قدم)، علمًا بأن ρ_0 = 1.225 kg/m³ (g_0/LR_a = 5.255879).

$$\text{الكثافة عند 10,000 متر} = 1.225\left(1-\frac{65}{1000}\times\frac{10000}{288.15}\right)^{5.255879-1}$$

$$= 0.4127\ \text{kg/m}^3$$

في الحقيقية، نسبة كثافة الهواء، ρ/ρ_0، عندما تكون مطلوبة، يتم حوسبتها من الضغط الساكن، P_S، ودرجة حرارة الهواء المقاسة (أو المبيَّنة)، T_m، باستخدام العلاقات التالية:

درجة حرارة الهواء الساكن $T_S = T_m/(1+r0.2M^2)$ (ارجع إلى القسم 8.3.7).

و
$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{P_S}{P_{S0}} \cdot \frac{T_0}{T_S}$$

ومنه فإن:

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{P_S}{P_{S0}} \cdot \frac{T_0(1+r0.2M^2)}{T_m} \tag{7.15}$$

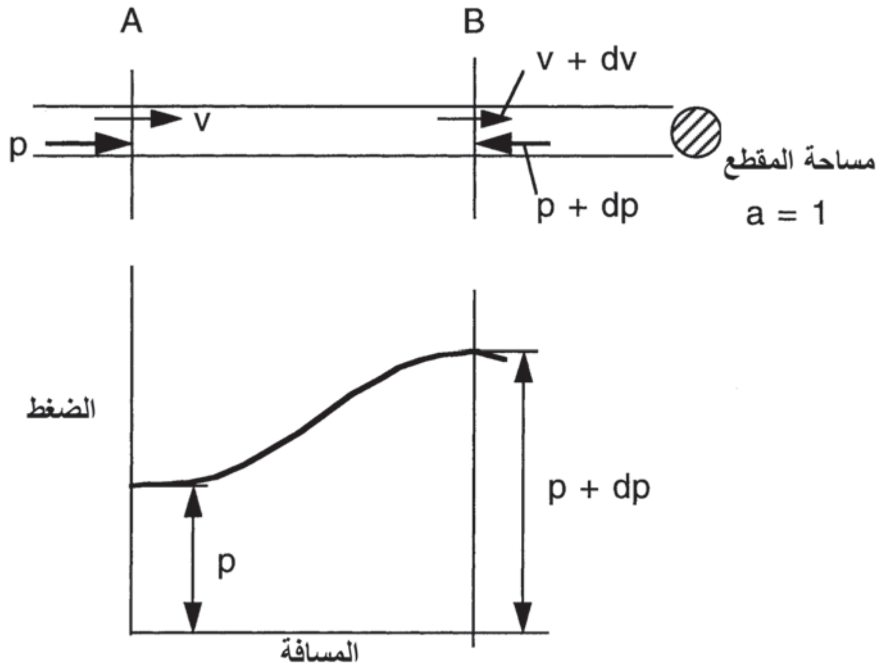
4.3.7 سرعة الصوت Speed of sound

يتم فيما توضيح اشتقاق معادلة لسرعة الصوت، A، لأنها ضرورية لاشتقاق عدد ماخ، والسرعة الجوية المعايَرة، ودرجة حرارة الهواء الساكن، والسرعة الجوية الحقيقية من قياسات الضغط الكلي، والضغط الساكن، ودرجة حرارة الهواء المبيَّنة.

افترض أولاً أنبوب دفق هوائي بوحدة مساحة مقطع، a، يتم من خلاله إمرار موجة ضغطية بسرعة V، تنتقل من اليمين إلى اليسار. وتخيل الآن الحالة المكافئة التي تكون فيها الموجة الضغطية مستقرة والهواء يتحرك بسرعة V منتقلاً من اليسار إلى اليمين، كما هو مبيَّن في الشكل (6.7).

افترض قطاعًا عند A حيث يكون الضغط عنده هو p وسرعة الهواء هي V.

وافترض أن القطاع عند B يمثل الجزء المقارب لأنبوب الدفق حيث يزداد ضغط الهواء بمقدار dp عند مروره خلال الموجة الضغطية، وافترض أن السرعة تتغير بمقدار dV والكثافة بمقدار $d\rho$.



الشكل (6.7): الموجة الضغطية.

بمساواة تدفقات الكتلة عند A وB نجد أن:

$$\rho aV = (\rho + d\rho)a(V + dV)$$

بإهمال الحدود ذات الدرجة الثانية نحصل على:

$$-Vd\rho = \rho dV \qquad (7.16)$$

القوة المؤثرة في أنبوب الدفق الهوائي بين القطاعين A و B

= تغيُّر كمية التحرك لكل ثانية

= الكتلة لكل ثانية × التغيُّر في السرعة

$$pa - (p + dp)a = \rho aVdV$$

وبالتالي:

$$dp = -\rho VdV \qquad (7.17)$$

بتوحيد المعادلتين (7.16) و (7.17) نحصل على:

$$dp / d\rho = V^2 \tag{7.18}$$

انتقال الموجة الضغطية يقارب كثيرًا العملية الأدياباتيكية، لأن تغيُّر الضغط يتم بشكل مفاجئ تمامًا وبالتالي لا يكون هناك زمن لأيّ تبادل للحرارة ممكن إدراكه. وقانون العملية الأدياباتيكية هو:

$$p = K\rho^{\gamma} \tag{7.19}$$

حيث $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$ ، و c_p الحرارة النوعية للغاز عند ثبوت الضغط، و c_v الحرارة النوعية للغاز عند ثبوت الحجم. ($\gamma = 1.4$ للهواء) و K تساوي ثابت.

$$\frac{dp}{d\rho} = K\gamma\,\rho^{\gamma-1} = \frac{\gamma\,p}{\rho} \tag{7.20}$$

بمساواة المعادلتين (7.18) و (7.20)، وافتراض سرعة الصوت A (تساوي V) نحصل على:

$$A = \sqrt{\frac{\gamma\,p}{\rho}} \tag{7.21}$$

بتعويض $p = \rho R_a T$ في المعادلة (7.21) نحصل على:

$$A = \sqrt{\gamma R_a T} \tag{7.22}$$

وبهذا، فإن سرعة الصوت تعتمد فقط على درجة حرارة الهواء.

سرعة الصوت عند مستوى سطح البحر، A_0، تحت ظروف الضغط ودرجة الحرارة المعياريتين بالتالي تساوي:

$$\sqrt{1.4 \times 287.0529 \times 288.15}$$

أي أن $A_0 = 340.294$ m/s .

تنخفض سرعة الصوت مع زيادة الارتفاع كلما نقصت درجة الحرارة حتى الوصول إلى ارتفاع التروبوبوز. بعد ذلك، تبقى سرعة الصوت ثابتة ضمن حزام الستراتوسفير عندما تكون درجة الحرارة ثابتة.

ويتم اشتقاق التغير في منطقة التروبوسفير من العلاقة التالية:

$$A = A_0 \sqrt{1 - \frac{L}{T_0} H}$$

يبيِّن الجدول (2.7) تغيُّر سرعة الصوت من مستوى سطح البحر حتى ارتفاع 65617 قدم.

الجدول (2.7): تغيُّر سرعة الصوت مع الارتفاع

الارتفاع، H (قدم)	سرعة الصوت، A	
0	340.3 متر/ث	(661.5 عقدة)
10,000	328.4 متر/ث	(637.4 عقدة)
20,000	316.0 متر/ث	(614.3 عقدة)
30,000	303.2 متر/ث	(589.4 عقدة)
36,089	295.1 متر/ث	(573.6 عقدة)
65,617	295.1 متر/ث	(573.6 عقدة)

5.3.7 العلاقات بين الضغط والسرعة

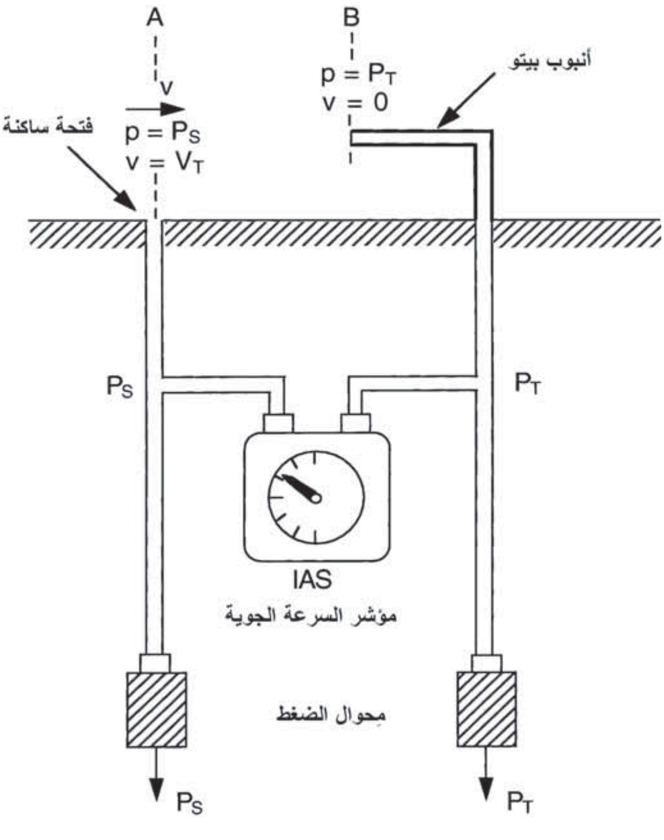
Pressure–speed relationships

العلاقة بين الضغط الكلي، P_T، والضغط الساكن، P_S، والسرعة الجوية الحقيقية، V_T، والسرعة المحلية للصوت سيتم شرحها من المبادئ الأولية في هذا القسم لأنها ضرورية لاشتقاق عدد ماخ، M، والسرعة الجوية المعايَرة، V_C. وهذه سيتم شرحها في القسمين 6.3.7 و 7.3.7 على التوالي.

وكما ذُكِر سابقًا، فإن معرفة عدد ماخ يتيح تقدير التصحيحات لتأثير التسخين الحركي بحيث يمكن اشتقاق درجة الحرارة الساكنة، T_S، من قياس درجة حرارة الهواء، T_m، كما سيتم توضيحه في القسم 8.3.7. والسرعة الجوية الحقيقية يمكن اشتقاقها من عدد ماخ ودرجة حرارة الهواء الساكن كما سيتم شرحه في القسم 9.3.7.

أ- السرعات دون الصوتية

يبيِّن الشكل (7.7) رسمًا توضيحيًا لنظام قياس الضغط الساكن والضغط الكلي. افترض أولاً حالة السرعات الجوية المنخفضة الأقل من $M = 0.3$، حيث يمكن اعتبار الهواء عندها غير قابل للانضغاط والضغط بالتالي ثابت.



الشكل (7.7): قياس ضغط التصادم.

معادلة كمية التحرك لتدفق الهواء هي:

$$dp + \rho V dV = 0$$

في الدفق الهوائي الحر، $p = P_S$ و $V = V_T$.

وعند وجه المجس، $p = P_T$ و $V = 0$.

بتكامل معادلة كمية التحرك بين هذين الحدودين نحصل على:

$$\int_{P_S}^{P_T} dp + \rho \int_{V_T}^{0} V\,dV = 0 \qquad (7.23)$$

وبالتالي فإن:

$$P_T - P_S = \tfrac{1}{2} \rho V_T^2 \qquad (7.24)$$

(المعادلة (7.24) هي معادلة برنولي (Bernoulli)). عند السرعات الجوية المنخفضة فإن:

$$V_T = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \sqrt{P_T - P_S} \qquad (7.25)$$

على أيّة حال، الهواء مائع غير قابل للانضغاط وكثافته ليست ثابتة. لهذا، يجب أن يؤخذ في الاعتبار التغير في الكثافة نتيجة ضغوط التصادم العالية الناشئة عن السرعات الجوية العالية. بافتراض التدفق الأدياباتيكي، فإن العلاقة بين الضغط والكثافة هي:

$$P = K \rho^{\gamma}$$

ومنها نجد أن:

$$\rho = \frac{1}{K^{\frac{1}{\gamma}}} P^{\frac{1}{\gamma}} \qquad (7.26)$$

بالتعويض عن ρ في معادلة كمية التحرك، $dp + \rho V dV = 0$، نحصل على:

$$dp + \frac{1}{K^{\frac{1}{\gamma}}} P^{\frac{1}{\gamma}} V dV = 0 \qquad (7.27)$$

في الدفق الهوائي الحر، $p = P_S$ و $V = V_T$.

وعند وجه المجس، $p = P_T$ و $V = 0$.

بإعادة ترتيب المعادلة (7.27) والتكامل بين هذين الحدودين نحصل على:

$$\int_{P_S}^{P_T} P^{\frac{1}{\gamma}} dp + \frac{1}{K^{\frac{1}{\gamma}}} \int_{V_T}^{0} V\, dV = 0 \qquad (7.28)$$

$$\frac{\gamma}{\gamma - 1}\left[P_T^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - P_S^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right] = \frac{1}{K^{\frac{1}{\gamma}}} \cdot \frac{V_T^2}{2} \qquad (7.29)$$

من المعادلة (7.26) لدينا $K^{\frac{1}{\gamma}} = \frac{P_S^{\frac{1}{\gamma}}}{\rho}$. بالتعويض عن $K^{\frac{1}{\gamma}}$ في المعادلة (7.29) وإعادة الترتيب نحصل على:

$$\frac{P_T}{P_S} = \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} \cdot \frac{\rho}{\gamma P_S} \cdot V_T^2 \right]^{\frac{\gamma}{(\gamma-1)}}$$

$\frac{\gamma P_S}{\rho} = A^2$، وبوضع $\gamma = 1.4$ في المعادلة السابقة نحصل على:

$$\frac{P_T}{P_S} = \left[1 + 0.2 \frac{V_T^2}{A^2} \right]^{3.5} \qquad (7.30)$$

و:

$$Q_C = P_S \left[\left(1 + 0.2 \frac{V_T^2}{A^2} \right)^{3.5} - 1 \right] \qquad (7.31)$$

ب- السرعات فوق الصوتية (الفوتية)

النظرية الديناميكية الهوائية المتضمَّنة في اشتقاق العلاقة بين P_T/P_S وعدد ماخ (P_T/A) عند السرعات فوق الصوتية $(M>1)$ هي خارج نطاق هذا الكتاب. وبالتالي، فإن المعادلة التي تربط بين نسبة الضغط P_T/P_S وعدد ماخ والتي تم اشتقاقها بواسطة ريلي (Rayleigh) موضحة أدناه بدون أي شرح. ولأولئك القراء الراغبين في معرفة المزيد، يمكنهم إيجاد شرح ذلك في كتب الديناميكا الهوائية.

$$\frac{P_T}{P_S}=\frac{\left[\frac{(\gamma+1)}{2}\cdot\left(\frac{V_T}{A}\right)^2\right]^{\frac{\gamma}{(\gamma-1)}}}{\left[\frac{2\gamma}{(\gamma+1)}\cdot\left(\frac{V_T}{A}\right)^2-\frac{(\gamma-1)}{(\gamma+1)}\right]^{\frac{1}{(\gamma-1)}}} \tag{7.32}$$

بالتعويض عن $\gamma=1.4$ في المعادلة السابقة (7.32) نحصل على:

$$\frac{P_T}{P_S}=\frac{166.92\left(\frac{V_T}{A}\right)^7}{\left[7\left(\frac{V_T}{A}\right)^2-1\right]^{2.5}} \tag{7.33}$$

$$Q_C=P_S\left[\frac{166.92\left(\frac{V_T}{A}\right)^7}{\left[7\left(\frac{V_T}{A}\right)^2-1\right]^{2.5}}-1\right] \tag{7.34}$$

6.3.7 عدد ماخ Mach number

يمكن اشتقاق عدد ماخ من المعادلتين (7.30) و (7.33) للمنطقتين دون الصوتية وفوق الصوتية على التوالي بتعويض $M=V_T/A$.

أ- السرعات دون الصوتية

من المعادلة (7.30):

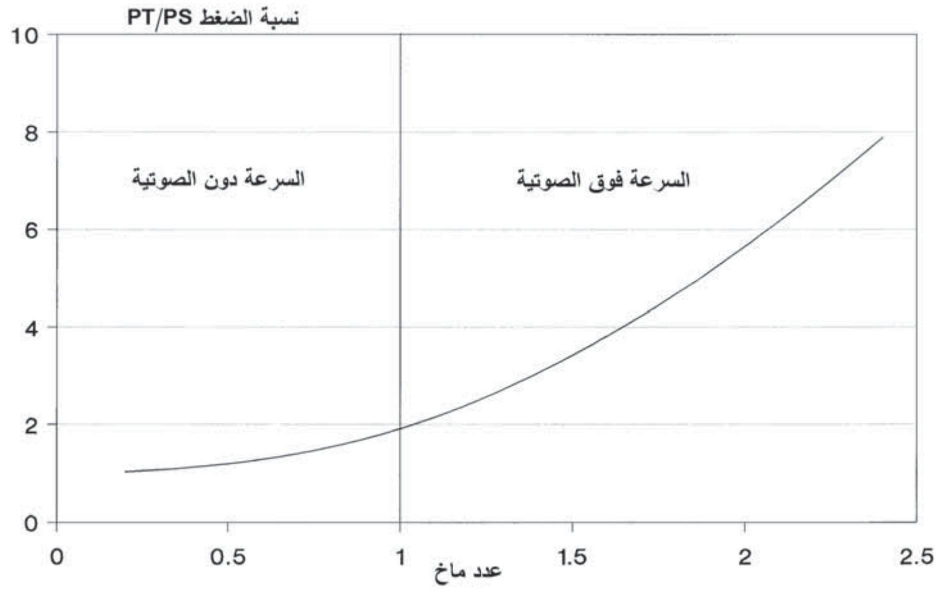
$$\frac{P_T}{P_S} = \left(1 + 0.2\,M^2\right)^{3.5} \qquad (7.35)$$

ب- السرعات فوق الصوتية

من المعادلة (7.33):

$$\frac{P_T}{P_S} = \frac{166.92\,M^7}{\left[7\,M^2 - 1\right]^{2.5}} \qquad (7.36)$$

العلاقة البيانية بين نسبة الضغط، P_T/P_S، وعدد ماخ، M، مبيَّنة في الشكل (8.7) للحالتين دون الصوتية وفوق الصوتية.



الشكل (8.7): نسبة الضغط مقابل عدد ماخ.

7.3.7 السرعة الجوية المعايَرة Calibrated airspeed

يمكن اشتقاق السرعة الجوية المعايَرة، V_C، من المعادلتين (7.31) و(7.34) للحالتين دون الصوتية وفوق الصوتية على التوالي بالتعويض عن ظروف مستوى سطح البحر، أيْ $P_S = P_{S0}$ و $V_T = V_C$ (بالتعريف).

أ- السرعات دون الصوتية $(V_C \le A_0)$

بالرجوع إلى المعادلة (7.31):

$$Q_C = P_{S0}\left\{\left[1+0.2\left(\frac{V_C}{A_0}\right)^2\right]^{3.5} - 1\right\} \qquad (7.37)$$

العلاقة التقريبية الأبسط التي تربط بين Q_C و V_C يمكن الحصول عليها بتطبيق معادلة ذات الحدين على العامل الداخلي $\left[1+0.2\left(\frac{V_C}{A_0}\right)^2\right]^{3.5}$ وملاحظة أن $A_0^2 = \frac{\gamma P_{S0}}{\rho_0}$. المعادلة التي سنحصل عليها هي:

$$Q_C = \tfrac{1}{2}\rho_0 V_C^2\left[1+\frac{1}{4}\left(\frac{V_C}{A_0}\right)^2\right] \qquad (7.38)$$

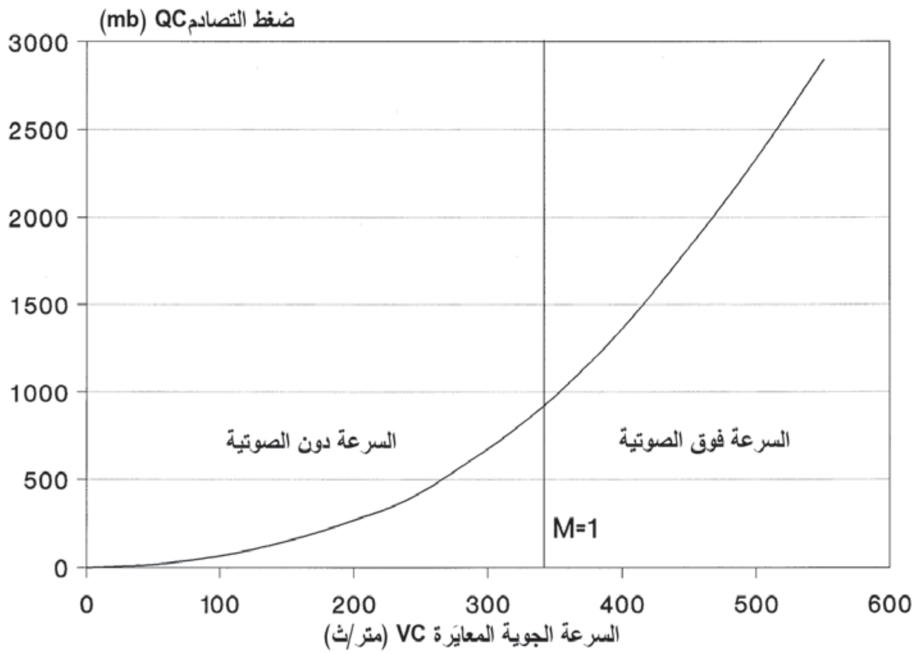
الخطأ في هذه المعادلة هو حوالى 1.25 في المئة عندما $V_C = A_0$ (661.5 عقدة). يجب ملاحظة أن الصيغة الدقيقة في المعادلة (7.37) تُستخدَم لحوسبة السرعة الجوية المعايَرة. والصيغة التقريبية (7.38) مفيدة، على أيّة حال، لمعرفة تأثيرات زيادة السرعة الجوية وعدد ماخ. عند السرعات الجوية المنخفضة، يمكن ملاحظة أن $Q_C \approx \tfrac{1}{2}\rho_0 V_C^2$.

ب- السرعات فوق الصوتية $(V_C > A_0)$

بالرجوع إلى المعادلة (7.34):

$$Q_C = P_{S0}\left[\frac{166.92\left(\frac{V_C}{A_0}\right)^7}{\left[7\left(\frac{V_C}{A_0}\right)^2-1\right]^{2.5}}-1\right] \qquad (7.39)$$

العلاقة البيانية بين ضغط التصادم، Q_C، والسرعة الجوية المعايَرة، V_C، مبيَّنة في الشكل (9.7) للسرعتين $V_C \le A_0$ و $V_C > A_0$. لاحظ في هذا الشكل ضغط التصادم المنخفض جدًا 16.3 ميللي بار عند السرعة الجوية المعايَرة 51.5 متر/ث (100 عقدة) وضغط التصادم العالي جدًا 1456 ميللي بار عند السرعة الجوية المعايَرة 412 متر/ث (800 عقدة)، و $M = 1.2$ تقريبًا عند مستوى سطح البحر.



الشكل (9.7): ضغط التصادم مقابل السرعة الجوية المعايَرة.

8.3.7 درجة حرارة الهواء الساكن   Static air temperature

كما ذُكِر سابقًا، درجة الحرارة التي يتم استشعارها بواسطة مجس ترمومتري في الدفق الهوائي هي درجة حرارة الدفق الهوائي زائدًا الارتفاع الحركي في درجة الحرارة نتيجة الهواء الساكن جزئيًا أو كليًا بالنسبة إلى المجس المستشعِر.

الازدياد الحركي في درجة الحرارة يمكن الحصول عليها بتطبيق معادلة برنولي على تدفق قابل للانضغاط وافتراض أن تغيرات الضغط هي أدياباتيكية.

لوحدة كتلة من الهواء لدينا:

$$\frac{P_1}{\rho_1} + \tfrac{1}{2} V_1^2 + E_1 = \frac{P_2}{\rho_2} + \tfrac{1}{2} V_2^2 + E_2 \qquad (7.40)$$

حيث P_1، ρ_1، V_1، E_1 و P_2، ρ_2، V_2، E_2 تمثل الضغط، والكثافة، والسرعة، ودرجة الحرارة، والطاقة الداخلية عند نقطتين في خط سريان التدفق، أي في الدفق الهوائي الحر وعند المجس.

$$\frac{P_1}{\rho_1} = R_a T_1 \quad \text{و} \quad \frac{P_2}{\rho_2} = R_a T_2 \qquad \text{(قانون الغازات)}$$

في الدفق الهوائي الحر، $V_1 = V_T$ و $T_2 = T_S$.

وعند نقطة الركود عند المجس، $V_2 = 0$ و $T_2 = T_T$.

بتعويض هذه القيم في المعادلة (7.40) نحصل على:

$$\tfrac{1}{2} V_T^2 = (E_2 - E_1) + R_a (T_T - T_S) \qquad (7.41)$$

التغيُّر في الطاقة الداخلية يصبح حرارة وتعطى بالعلاقة التالية:

$$E_2 - E_1 = J c_v (T_T - T_S) \qquad (7.42)$$

حيث J المكافئ الميكانيكي للحرارة (ثابت جول) و c_v الحرارة النوعية للهواء عند ثبات الحجم. وبالتالي، تصبح المعادلة (7.41) كالتالي:

$$\tfrac{1}{2} V_T^2 = (J c_v + R_a)(T_T - T_S) \qquad (7.43)$$

من النظرية الديناميكية الحرارية لدينا:

$$R_a = J(c_p - c_v) \tag{7.44}$$

حيث c_p الحرارة النوعية للهواء عند ثبات الضغط.

بتوحيد المعادلتين (7.43) و (7.44) نحصل على:

$$\tfrac{1}{2}V_T^2 = \frac{R_a c_p}{(c_p - c_v)}(T_T - T_S)$$

بإعادة الترتيب وتعويض $\gamma = c_p/c_v$ نحصل على:

$$T_T - T_S = \frac{(\gamma - 1)}{2} \cdot \frac{1}{\gamma R_a} \cdot V_T^2 \tag{7.45}$$

حيث $A^2 = \gamma R_a T_S$ (ارجع إلى المعادلة (7.21)).

بتعويض A^2 / T_S عن γR_a ووضع $\gamma = 1.4$ في المعادلة (7.45) نحصل على:

$$T_S = \frac{T_T}{(1 + 0.2M^2)} \tag{7.46}$$

الثابت r يُعرَف باسم عامل الاسترداد (recovery factor)، ويتم إدخاله عادة في المعادلة السابقة، وقيمته تعتمد على تجهيز مجس درجة الحرارة، أي أن:

$$T_S = \frac{T_m}{(1 + r0.2M^2)} \tag{7.47}$$

حيث T_m درجة حرارة الهواء المقاسة (أو المبيَّنة).

عند نقطة الركود، $r = 1.0$ و $T_m = T_T$. وعلى الرغم من أن r يُفترَض عادة بأنها ثابتة، إلا أنها يمكن أن تتغير بشكل طفيف نتيجة تغيُّر انتقال الحرارة من المجس مع الارتفاع؛ ويمكن أن تحدث تغيُّرات كبيرة أيضًا عند الطيران خلال الأمطار أو السُّحُب.

9.3.7 السرعة الجوية الحقيقية True airspeed

حوسبة درجة حرارة الدفق الهوائي الحر، T_S، يتيح تكوين علاقة لسرعة الصوت المحلية، A، على الصورة $A = \sqrt{\gamma R_a T_S}$. والسرعة الجوية الحقيقية، V_T، يمكن الحصول عليها من عدد ماخ على النحو التالي:

$$V_T = MA = M\sqrt{\gamma R_a T_S}$$

وبالتالي فإن:

$$V_T = \sqrt{\gamma R_a} \cdot M \cdot \sqrt{\frac{T_m}{(1 + r0.2M^2)}} \tag{7.48}$$

$$V_T = 20.0468M\sqrt{\frac{T_m}{(1 + r0.2M^2)}} \text{ m/sec} \tag{7.49}$$

(وهذه يمكن تحويلها بسهولة إلى وحدات العقدة باستخدام عامل التحويل = 1 m/s 1.9425 knots),

صيَغ معادلات البيانات الجوية مبيَّنة في الجدول (3.7).

10.3.7 أخطاء الضغط Pressure error

مقادير الضغط المقاسة في مقدمة بيتو والفتحة الساكنة لا تساوي تمامًا القيم الحقيقية. الخطأ في الضغط الكلي المقاس في مجس بيتو صغير عادة بشرط أن تكون زوايا سقوط المجس إلى متجه السرعة الجوية صغيرة. والخطأ في قياس الضغط الساكن، على أيّة حال، يمكن أن يكون كبيرًا وهو نتيجة اضطراب تدفق الهواء بالقرب من الفتحات الكاشفة بواسطة ضغط المقدمة نفسها وهيكل الطائرة. للتقليل من التأثير الأخير، يتم تركيب مجس بيتو الساكن غالبًا في مقدمة الجزء الأمامي للطائرة والذي فيه يختفي الاضطراب الناتج من الطائرة عند السرعات الأعلى من سرعة الصوت. نمط الخطأ العادي لهذا النوع من التجهيز هو من أجل ازدياد الخطأ إلى أقصى قيمة عند $M = 1$ ومن ثم من أجل انخفاضه سريعًا إلى أقل قيمة عند السرعات فوق الصوتية.

الجدول (3.7): معادلات البيانات الجوية

الكمية	المعادلات الحاسوبية
ضغط ارتفاع الجهد الأرضي H_P متر	أ- التروبوسفير: 0-11,000 متر (0-36,089 قدم) $P_S = 101.325\left(1 - 2.25577\times10^{-5} H_P\right)^{5.255879}$ kPa ب- الستراتوسفير: 11,000-20,000 متر (36,089-65,617 قدم) $P_S = 22.632\, e^{-1.576885\times10^{-4}(H_P - 11{,}000)}$ kPa
نسبة كثافة الهواء $\frac{\rho}{\rho_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{P_S}{0.35164\, T_S}$
عدد ماخ M	أ- السرعات دون الصوتية $(M \le 1)$ $\frac{P_T}{P_S} = \left(1 + 0.2\, M^2\right)^{3.5}$ ب- السرعات فوق الصوتية $(M > 1)$ $\frac{P_T}{P_S} = \frac{166.92 M^7}{\left(7M^2 - 1\right)^{2.5}}$
السرعة الجوية المعايَرة V_C متر/ث	أ- $V_C \le A_0$ $Q_C = 101.325\left[\left[1 + 0.2\left(\frac{V_C}{340.294}\right)^2\right]^{3.5} - 1\right]$ kPa ب- $V_C > A_0$ $Q_C = 101.325\left[\frac{166.92\left(\frac{V_C}{340.294}\right)^7}{\left[7\left(\frac{V_C}{340.294}\right)^2 - 1\right]^{2.5}} - 1\right]$ kPa
درجة حرارة الهواء الساكن T_S كلفن	$T_S = \frac{T_m}{1 + r0.2M^2}$ ^{o}K
السرعة الجوية الحقيقية V_T متر/ث	$V_T = 20.0468\, M\sqrt{T_S}$ m/s

ويتم تقدير خطأ الضغط للتركيب في الطائرة عن طريق اختبارات طيران واسعة، وبشكل عام فهو دالة في عدد ماخ والارتفاع. هذا الدالة غالبًا ما يُشار إليها باسم "تصحيح خطأ المصدر الساكن" (static source error correction (SSEC))، ويمكن أن تكون دالة غير خطية معقَّد نسبيًا عند حوالى $M = 1$. ويتولد تصحيح خطأ المصدر الساكن بواسطة كمبيوتر البيانات الجوية والتصحيحات المطبَّقة على المُخرَجات المناسبة.

4.7 مستشعِرات البيانات الجوية والحوسبة

Air data sensors and computing

1.4.7 المقدمة Introduction

مستشعِرات البيانات الجوية الهامة، كما ذُكِر سابقًا، تتكون من مستشعِرين للضغط ومستشعِر واحد لدرجة الحرارة.

مستشعِر درجة الحرارة عادة يتكون من قنطرة مقاومة بسيطة، وأحد ذراعي القنطرة يحتوي على عنصر مقاومي معرَّض للدفق الهوائي، ومقاومة هذا العنصر دالة في درجة الحرارة. اختيار موقع المجس وتأسيس عامل الاسترداد، r (ارجع إلى القسم 8.3.7)، هما عاملان مهمان للمستشعِر. ومن حيث التقنية، فإن مستشعِر درجة الحرارة هو جهاز بسيط نسبيًا ومباشر يتوافق مع متطلبات دقة النظام بسهولة تامة. ومستشعِرات الضغط، على أيّة حال، تستحق مناقشة كبيرة بسبب متطلبات دقتها العالية جدًا، وبالتالي تأثيرها في دقة النظام ككل، والاستقرار الطويل المدى، والوثوقية، والتكلفة الإجمالية.

لقد تم تطوير مستشعرات ضغط متنوعة جدًا لنظام البيانات الجوية بواسطة شركات ومنظمات ومؤسسات تقنية مختلفة حول العالم. إذا قمت بتسمية أي تأثير ذي دالة في الضغط تجد أن شركة ما قد طوَّرت (أو قد حاولت تطوير) مستشعِر ضغط لاستخدامه.

مستشعرات الضغط لنظام البيانات الجوية تتطلب دقة عالية جدًا (سيتم شرح ذلك أدناه) وتتضمن تطويرًا مكلِّفًا جدًا لتأسيس وتأهيل جهاز منافس وممكن إنتاجه. ومثل معظم المستشعِرات الأخرى، فإن مستشعِرات الضغط لا تقوم فقط باستشعار الكمية التي يجري قياسها بل هي قادرة أيضًا على أن تتأثر بما يلي:

- تغيُّرات درجة الحرارة
- الاهتزازات
- الصدمات
- التسارع
- الرطوبة، الخ.

والمهارة الفنية من وراء تصميم المستشعِر هو لتقليل وإذا أمكن التخلص من هذه التأثيرات على المستشعِر.

2.4.7 مستشعِرات الضغط لنظام البيانات الجوية

Air data system pressure sensors

1.2.4.7 متطلبات الدقة — **Accuracy requirements**

أ- مستشعِر الضغط الساكن — **Static pressure sensor**

مستشعِرات الضغط الساكن النموذجية لنظام البيانات الجوية لها مدى ضغط كامل المقياس من 0 إلى 130 كيلوباسكال (0 إلى 1,300 ميللي بار)، وأدنى ضغط تشويشي قدره 390 كيلوباسكال (3.9 ضغط جوي) لتغطية سوء التعامل عند إجراء الاختبارات، الخ. وهي مطلوبة للعمل على مدى درجات الحرارة من $-60\ ^{o}C$ إلى $+90\ ^{o}C$ (أو أعلى).

وتأثير أيّ خطأ صغير في قياس الضغط الساكن والخطأ الناتج في الارتفاع يمكن اشتقاقه بإعادة ترتيب المعادلة (7.3)، أي أن:

$$dH = -\frac{R_a T}{g}\frac{1}{P}dp$$

في منطقة التروبوسفير، فإن:

$$dH = -\frac{R_a T_0}{g_0}\left(1-\frac{L}{T_0}H\right)\frac{1}{P_S}dP_S \qquad (7.50)$$

وفي منطقة الستراتوسفير، فإن:

$$dH = -\frac{R_a T_T^*}{g_0}\frac{1}{P_S}dP_S \qquad (7.51)$$

وتأثير خطأ قدره 100 باسكال (1 ميللي بار) في قياس الضغط الساكن عند مستوى سطح البحر بالتالي يساوي:

$$\frac{287.0529\times 288.15}{9.80665}\times\frac{1}{1013.25}\times 1 = 8.32\ \text{m} \quad (27.3\ \text{ft})$$

وعلى أيّة حال، فإن تأثير خطأ قدره 100 باسكال (1 ميللي بار) في قياس الضغط الساكن عند ارتفاع 13,000 متر (45,650 قدماً) عندما يكون الضغط الساكن 16.5 كيلوباسكال (165 ميللي بار) يساوي:

$$\frac{287.0529\times 216.65}{9.80665}\times\frac{1}{165}\times 1 = 38.43\ \text{m} \quad (126\ \text{ft})$$

الحاجة إلى الدقة في قياس الضغط الساكن عند الارتفاعات العالية المستخدمة في الرحلات التطوافية يمكن ملاحظتها مع الأخذ في الاعتبار المستويات الفاصلة في الارتفاع 1,000 قدم لمراقبة حركة الطيران. والجزء الأساسي لموارد الخطأ في قياس الضغط الساكن هو خطأ الضغط المتأصل نتيجة التركيب وموقع فتحات الضغط الساكن. وهذا يعني أن مستشعِرات الضغط قد لا تقيس الضغط الساكن الحقيقي. وخطأ الضغط (pressure error)، أو خطأ الموضع (position error) كما يسمى في بعض الأحيان، يجب قياسه تجريبيًا وهو دالة في عدد ماخ وزاوية السقوط. وعدم اليقين في خطأ الضغط هذا يمكن

أن يكون في حدود 100 إلى 150 باسكالاً (1 إلى 1.5 ميللي بار)، وبهذا فإن إسهام الخطأ من مستشعِر الضغط ينبغي أن يكون صغيرًا قدر الإمكان، مثلاً أقل من 30 باسكالاً (0.3 ميللي بار). وهذا سيعطي في أسوأ الأحوال خطأً كلياً قدره $30 + 150 = 80$ باسكال (1.8 ميللي بار) عند ارتفاع 13,000 متر (42,650 قدم) في قياس الضغط الساكن والذي يوافق خطأ في ضغط الارتفاع قدره 69 متراً (227 قدماً) حيث إسهام مستشعِر الضغط الساكن هو أقل من 12 متراً (38 قدماً).

إن الأخطاء في قياس الضغط الساكن على مدى ضغط الارتفاع المنخفض ينبغي أن يكون أيضًا أقل من 30 باسكالاً (0.3 ميللي بار). وهذا يضمن بأن يقوم مقياس الارتفاع بقراءة الارتفاع الحقيقي عند الهبوط ضمن 3.3 أمتار (11 قدماً تقريبًا) بشرط أن يكون ضغط الأرضية الصحيح قد تم إعداده، وأن يكون معلومًا إلى دقة 0.1 ميللي بار.

تقنية مستشعرات الضغط الحديثة لنظام البيانات الجوية تتوافق عادة مع أو أفضل من هذه القيم وتحقق حالات دقة قريبة من تلك لمعايير الضغط المستخدمة في عملية المعايرة. ويجب ملاحظة أن دقة بمقدار 10 باسكال (0.1 ميللي بار) في 100 كيلوباسكال (1,000 ميللي بار) توافق دقة قدرها 0.01 في المئة.

ومستشعِرات الضغط يجب أيضًا أن يكون لها دقة تحليل عالية جدًا لكي تكون قادرة على توليد مُخرَجات لمعدل تغيُّر الارتفاع (H) بالمدى الديناميكي المطلوب.

القيمة النموذجية المستهدَفة لدقة تحليل الارتفاع هي أفضل من 0.03 متر (0.1 قدم) عند مستوى سطح البحر، الذي يوافق دقة تحليل للضغط في حدود 0.1 باسكال (0.001 ميللي بار).

ب- مستشعِر الضغط الكلي **Total pressure sensor**

مستشعِر الضغط الكلي النموذجي له مدى ضغط كامل المقياس من 0 إلى 260 كيلوباسكال (0 إلى 2,600 ميللي بار). القيمة 260 كيلوباسكال تتوافق مع سرعة جوية معايَرة قدرها 426 متر/ث (828 عقدة). وأدنى ضغط تشويشي هو

في حدود ثلاثة أضعاف الضغط الكامل المقياس لتغطية سوء التعامل عند إجراء الاختبارات، الخ.

ومتطلبات الدقة لمستشعِر الضغط الكلي صارمة تمامًا في كل جزء مثل تلك المطلوبة من مستشعِر الضغط الساكن. واستخدام مستشعِر ضغط كلي ومستشعِر ضغط ساكن لقياس ضغط التصادم $(P_T - P_S)$ يتطلب دقة عالية جدًا من كِلا المستشعِرين لأنه يتضمن أخذ الفرق لعددين متماثلين كبيرين في السرعات الجوية المنخفضة عندما يكون ضغط التصادم صغيرًا.

وتأثير الأخطاء في قياس ضغط التصادم عند السرعات الجوية المنخفضة يمكن اشتقاقه على النحو التالي:

$$Q_C = \frac{1}{2} \rho V_T^2$$

وبالتالي فإن:

$$dQ_C = \frac{1}{2} \rho V_T dV_T$$

لنأخذ متطلبات قياس السرعة الجوية إلى دقة 0.5 متر/ث (عقدة واحدة تقريبًا) عند سرعة وصول 50 متر/ث (100 عقدة تقريبًا)، نجد أن:

$$dQ_C = 1.225 \times 50 \times 0.5 = 30.6 \text{ Pa}$$

أقصى خطأ في كل مستشعِر ينبغي أن يكون بالتالي أقل من 15 باسكالاً (0.15 ميللي بار) ليعطي الدقة المطلوبة عند 50 متر/ث. ومتطلبات الدقة تصبح حتى أكثر صرامة عند خفض السرعة الجوية إلى أقل من 50 متر/ث.

2.2.4.7 تقنية مستشعرات الضغط Pressure sensor technology

هناك نوعان أساسيان من مستشعِرات الضغط أصبحا الآن مؤسَّسين بشكل جيد في أنظمة البيانات الجوية الرقمية الحديثة. وعلى الرغم من أن هناك أنواعاً

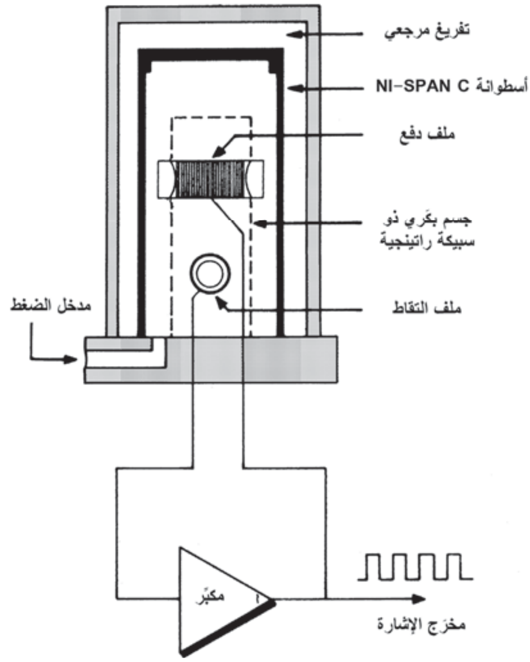
أخرى من مستشعرات الضغط قيد الخدمة، إلا أن الاهتمام قد تركَّز على هذين النوعين لأنهما يشكِّلان معظم الأنظمة الحديثة. وهذان النوعان الأساسيان يمكن تقسيمهما إلى مستشعِرات الضغط المهتزة ومستشعِرات الضغط ذات كبسولة الحالة الصلبة.

أ- مستشعِر الضغط المهتزة Vibrating pressure sensors

الفكرة الأساسية لهذه المجموعة من المستشعِرات هي استشعار مُدخَلات الضغط من خلال التغيُّر الذي تولده في التردد الرنيني الطبيعي للنظام الميكانيكي المهتز.

ومُخرَجات المستشعِر هي بالتالي تردد يرتبط مباشرة بالضغط الذي يجري قياسه. هذا التردد يمكن قياسه رقميًا بسهولة بدقة تحليل عالية جدًا ودقيقة بدون الحاجة إلى دائرة تحويل بالغة الدقة من التماثلي إلى الرقمي. وهذا يمنح ميزة عالية لأنه يتيح تحقيقَ ربطٍ بينيٍّ بسيط جدًا ودقيق جدًا بالمعالِج الدقيق (microprocessor) لحوسبة البيانات الجوية المتسلسلة.

يبيِّن الشكل (10.7) رسمًا تخطيطيًا للمستشعِر الأسطواني المهتز. يحتوي العنصر المستشعِر للضغط على اسطوانة ذات جدار رقيق فيها مدخَلات الضغط تؤثر في الجزء الداخلي للأسطوانة، ويكون الجزء الخارجي منها عند ضغط تفريغ مرجعي يساوي الصفر. ويتم إبقاء الأسطوانة في نمط طوقي من الاهتزاز عن طريق جعلها جزءًا من مذبذِب تغذية خلفية من خلال استشعار إزاحة جدار الأسطوانة، ومعالجة، وتكبير الإشارة وإعادة تغذيتها إلى جهاز مناسب منتِج للقوة. ويُستخدَم دفع كهرومغناطيسي وملفات لاقطة بحيث لا يكون هناك تماس مع الأسطوانة المهتزة.



الشكل (10.7): رسم تخطيطي لمستشعر الضغط المهتز (بترخيص من Schlumberger Industries).

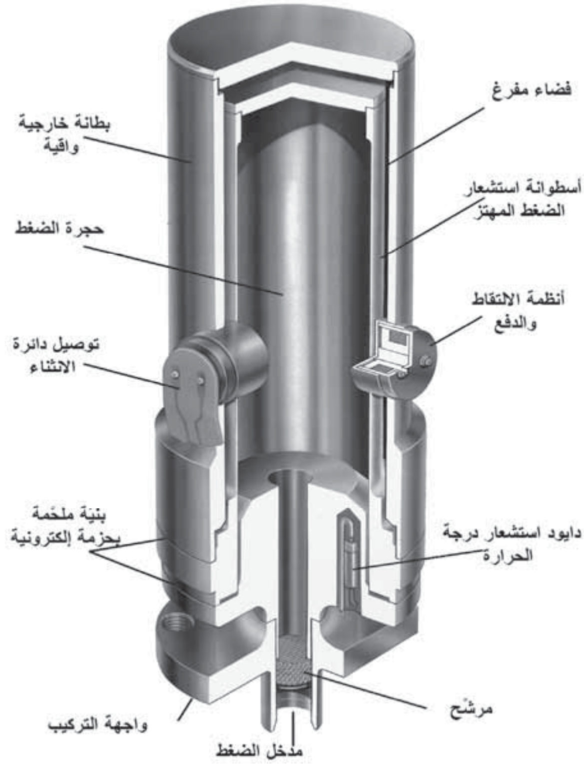
ومستشعِر الأسطوانة المهتزة حساس أيضًا للكثافة، لأن الهواء القريب من جدار الأسطوانة يشكِّل بفعالية جزءًا من كتلة الأسطوانة بحيث إن أيّ تغيُّر في كثافة الهواء يؤدي إلى تغيُّر بسيط في التردد المُخرَج. هذا التغيُّر، مع ذلك، أقل بكثير من ذلك الناشئ عن تغييُّرات الضغط. وكثافة الهواء مرتبطة مباشرة بالضغط، كما هو موضح في القسم 2.7 بحيث إن هذا التأثير يمكن أن يؤخذ في الاعتبار عند معايرة المستشعِر.

التغيُّرات البسيطة في الكثافة نتيجة تغيُّرات درجة الحرارة بالإضافة إلى التغيُّرات البسيطة جدًا في معامل مرونة مادة الأسطوانة مع درجة الحرارة يمكن تعويضها من خلال قياس درجة حرارة المستشعِر وتطبيق التصحيحات المناسبة.

هذا النوع من المستشعرات متين جدًا، والضغط الديناميكي Q العالي جدًا للأسطوانة يمنحها قابلية منخفضة جدًا للاهتزازات والصدمات، كما أن غياب

الأجزاء المتحركة يمكِّنها من مقاومة بيئات التسارع العالية جدًا. والبساطة المتأصلة واستهلاك القدرة المنخفضة جدًا يتيحان تحقيق وثوقية عالية جدًا إلى جانب الدقة العالية جدًا والاستقرار الطويل المدى.

نتقدم بالشكر إلى مصانع شلومبرغر (Schlumberger Industries) لمنحنا الترخيص بنشر التوضيح المبيَّن في الشكل (11.7) لمنتَجهم من مستشعِر الضغط نوع Type 3088. وقد قامت مصانع شلومبرغر بتطوير مستشعر الضغط ذي النوع الأسطواني المهتز بأداء متميز ومستوى عالٍ من الوثوقية. وقد حققت منتجاتهم لمستشعرات الضغط استعمالاً واسع النطاق جدًا في أنظمة البيانات الجوية المصنَّعة من قِبَل عدة شركات رئيسية لأنظمة إلكترونيات الطيران لأعداد كبيرة من الطائرات العسكرية والمدنية حول العالم.

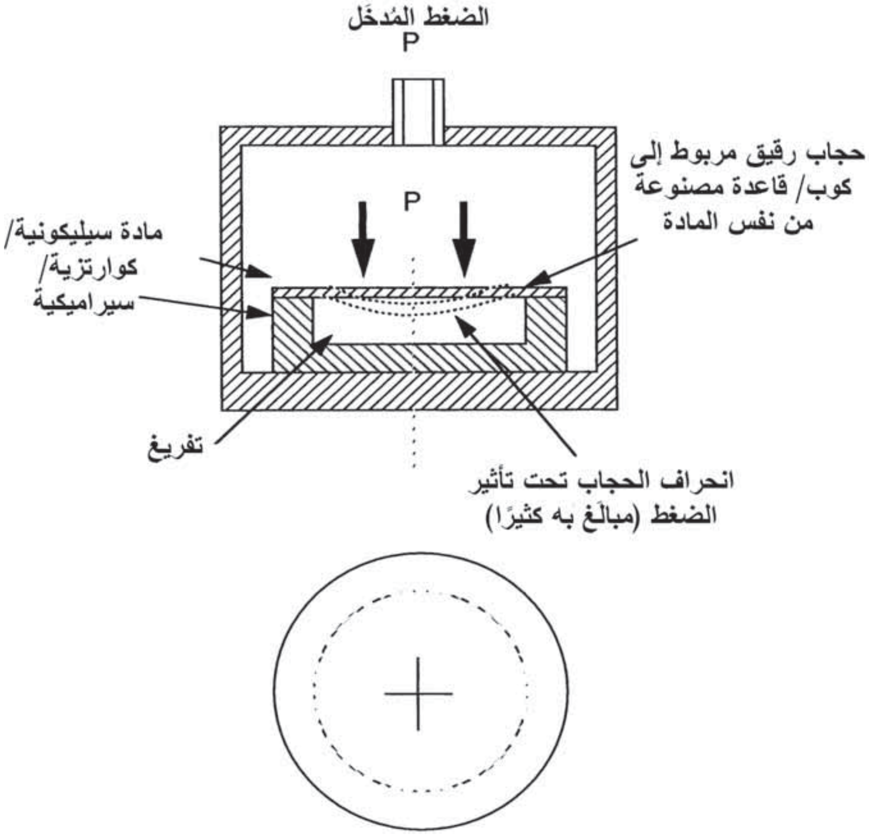


الشكل (11.7): مستشعِر الضغط المهتز نوع Type 3088.

ب- مستشعِرات الضغط ذات كبسولة الحالة الصلبة

Solid state capsule pressure sensors

هذا النوع من المستشعرات يتكون بشكل أساسي من كبسولة بحجاب رقيق نسبيًا ينحرف تحت تأثير الضغط المُدخَل. ويتم تصنيع هذه الأنواع من مواد مثل السيليكون، أو الكوارتز، أو السيليكا المصهر، أو مواد سيراميكية خاصة. يوضح الشكل (12.7) البنية التركيبية الأساسية لهذا النوع من المستشعرات. هذه المواد تُظهِر "خاصية ميكانيكية تامة" واقعيًا بتخلُّف قابل للإهمال وخصائص خطية عالية ومستقرة جدًا للإجهاد/الانفعال (stress/strain). وتغيُّر معامل المرونة مع درجة الحرارة مستقر، ويمكن تعويضه بسهولة بقياس مستشعِر درجة الحرارة.



الشكل (12.7): مِحوال ضغط بكبسولة ذات "حالة صلبة".

انحراف الحجاب هو خطِّي مع الضغط المُدخَل إلا أنه أيضًا صغير جدًا وتُستخدَم عدة تقنيات لقياس هذا الانحراف. سيتم مناقشة هذا لاحقًا.

وتُستخدَم تقنية أشباه الموصلات في تصنيع هذه المستشعِرات، وهذه إلى جانب غياب الأجزاء المتحركة أدت إلى الوصف "الحالة الصلبة". وتتيح هذه التقنية أيضًا تصنيع مستشعِرات صغيرة جدًا بقابلية تكرار ممتازة بسبب عمليات أشباه الموصلات المستخدَمة.

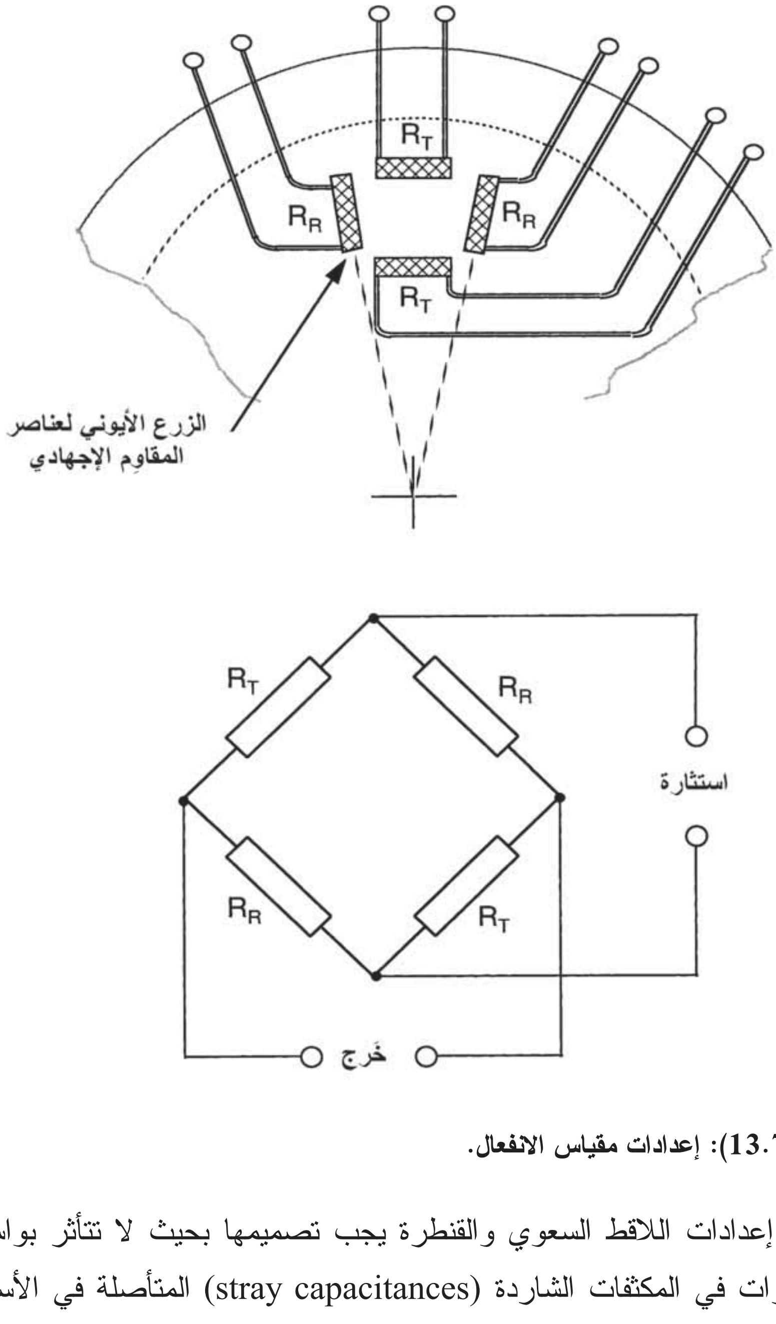
انحراف الكبسولة ذات الحالة الصلبة تحت تأثير الضغط هو عادة ما بين 25 إلى 50 ميكرومتراً فقط بالمقياس الكامل، أو أقل. نقوم فيما يلي بشرح التقنيات التي تم تبنِّيها لقياس هذا الانحراف الصغير بإيجاز.

1- **مقاييس الانفعال التكاملي (integral strain gauges)**: يتم الزرع الأيوني لشبكات (أو قناطر) المقاوِم–الإجهادي (piezo-resistive) عند حواف الحجاب السيليكوني الرقيق. تطبيق الضغط يجعل الحجاب بأن ينحرف مما يؤدي بالتالي إلى تشوُّه التركيب الشبيكي البلوري للسيليكون الذي يؤدي بدوره إلى تغيير مقاومة العناصر المقاوِمة–الإجهادية. العناصر المقاوِمة–الإجهادية متصلة على هيئة قنطرة هويتستون (Wheatstone bridge) كما هو مبيَّن في الشكل (13.7) بحيث يقع عنصران مقاوِمان متقابلان فيها قطريًا، والعنصران الآخرَان يقعان مماسِّيًا على الحجاب. الضغط المطبَّق المُدخَل يؤدي إلى خفض مقاومة العنصرين القطريين وزيادة مقاومة العنصرين المتماسين، أو العكس، اعتمادًا على ما إذا كان الضغط يزداد أو ينخفض، وبالتالي إلى عدم توازن قنطرة هويتستون. ومُخرَجات القنطرة تتناسب مع كلٍّ من الضغط ودرجة الحرارة، لأن معامل مرونة السيليكون يعتمد على درجة الحرارة. لهذا، يتم دمج عنصر مقاوِم حساس لدرجة الحرارة في الحجاب لقياس درجة الحرارة بحيث يمكن تصحيح الأخطاء التي تعتمد على درجة

الحرارة في المعالجة اللاحقة لمُخرَجات المستشعِر. (هذا الأخطاء المعتمدة على درجة الحرارة مستقرة جدًا وقابلة لإعادة التكرار). ويتطلب دائرة تحويل بالغة الدقة من التماثلي إلى الرقمي (A إلى D) لتحويل الجهد الكهربي المُخرَج التماثلي للمستشعِر إلى مُخرَج رقمي. الإلكترونيات الداعمة بما في ذلك كلٍّ من خاصية الجهاز، والتحويل من A إلى D، والرابط البيني الرقمي "بالعالم الخارجي" يمكن دمجها جميعها في المستشعِر باستخدام تقنية ميكرو–إلكترونية حديثة. هذه التقنية يُشار إليها أحيانًا باسم تقنية "المستشعِر الذكي" (smart sensor).

2- **اللاقط السعوي (capacitive pick-off)**: التقنية البديلة هي ترسيب غشاء فلزي رقيق على منطقة عند مركز الحجاب لتكوين عنصر سعوي (أو "لاقط") تتغير سعته كلما انحرف الحجاب تحت تأثير الضغط. وهذا يشكِّل جزءًا من شبكة لقنطرة مكثفات. يبيِّن الشكل (14.7) البنية التركيبية للجهاز. ويمكن للتصميم الصحيح لتجميع قنطرة اللاقط السعوي أن يكون له دقة تحليل عالية جدًا، ويمكن له الكشف عن التغيرات الصغيرة جدًا في السعة الناتجة من الانحرافات الدقيقة للحاجب. (من الجدير ملاحظة أن دقة التحليل العليا التي تم تحقيقها في مستشعِر الإزاحة الزاويّ أو الخطِّي قد تم تحقيقها بلاقط سعوي، مجتازة بحدود مقدارية عالية تقنيات القياس البصرية).

يتم تصنيع هذا النوع من كبسولات الضغط من الكوارتز، أو السيليكا المصهَر، أو مواد سيراميكية خاصة. تغيُّر معامل المرونة مع درجة الحرارة في هذه المواد أقل من ذلك للسيليكون. ويتم دمج مستشعِر درجة حرارة تكاملي في الكبسولة للتمكين من تعويض الأخطاء التي تعتمد على درجة الحرارة.



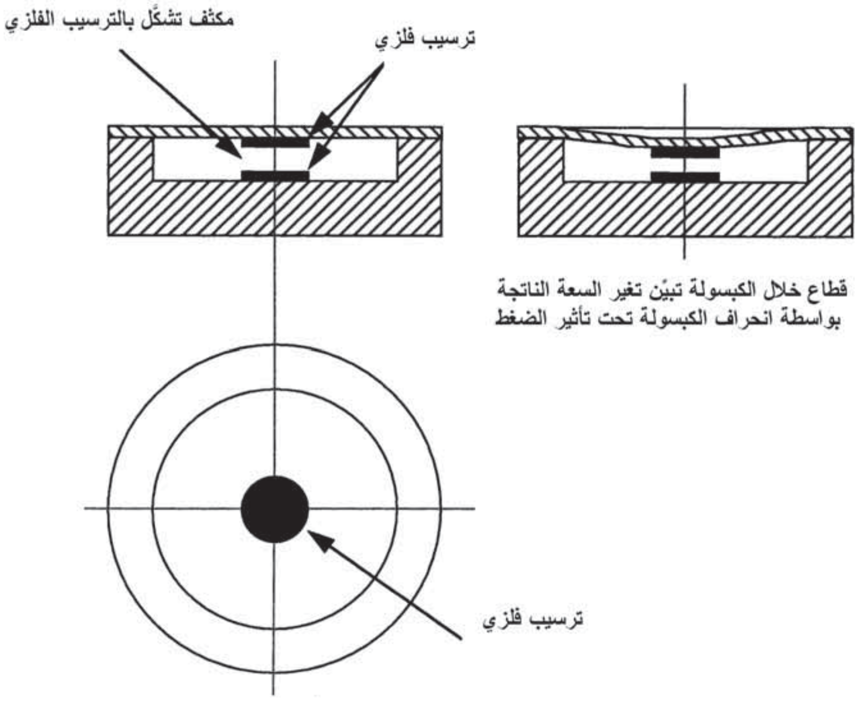
الشكل (13.7): إعدادات مقياس الانفعال.

إعدادات اللاقط السعوي والقنطرة يجب تصميمها بحيث لا تتأثر بواسطة أيّ تغيُّرات في المكثفات الشاردة (stray capacitances) المتأصلة في الأسلاك والعوازل التي في المقدمة، الخ، لأن هذه التغيرات يمكن أن تساوي أو حتى تفوق التغيرات الصغيرة جدًا نتيجة الضغط المُدخَل.

ويتطلب عملية تحويل بالغة الدقة من التماثلي إلى الرقمي لتوفير المُخرَجات الرقمية المطلوبة.

يجب ملاحظة أن أنواع الكبسولات ذات الحالة الصلبة لمستشعِر الضغط لها حساسية متأصلة للتسارع (أو g) بسبب كتلة الحجاب. هذه الحساسية صغيرة، ويمكن إهمالها بشكل عام إذا تم تركيب مستشعِرات الضغط، بحيث تكون محاور حساسيتها قائمة على متجه التسارع العمودي.

أنواع المستشعِرات الموضحة أعلاه في (أ) و(ب) جميعها تُستخدَم في أنظمة البيانات الجوية الحديثة. وفي الأسواق التنافسية العالية، جميعها تتوافق مع المتطلبات. وكما يقول المثل – "ما تدفعه من مال تحصل مقابله على بضاعتك".



الشكل (14.7): اللاقط السعوي.

3.4.7 حوسبة البيانات الجوية Air data computation

يوضح الشكل (15.7) مخطط تدفق عمليات حوسبة البيانات الجوية. نقوم فيما يلي بشرح عمليات الحوسبة بإيجاز.

ضغط الارتفاع: يمكن حوسبة الضغط السكن بزيادات مناسبة للارتفاع من 914.4− متر (3,000− قدم) إلى 32,004 متر (105,000 قدم تقريبًا) وحفظ البيانات في حافظة بحث مُجَدوَلة باستخدام العلاقات المناسبة التي تربط بين الضغط الساكن والارتفاع.

أ- **منطقة التروبوسفير:** 914.4− إلى 11,000 متر (3,000− إلى 36,089 قدم)

$$P_S = 1,013.25\left(1 - 2.25577\times10^{-5} H_P\right)^{5.255879}$$

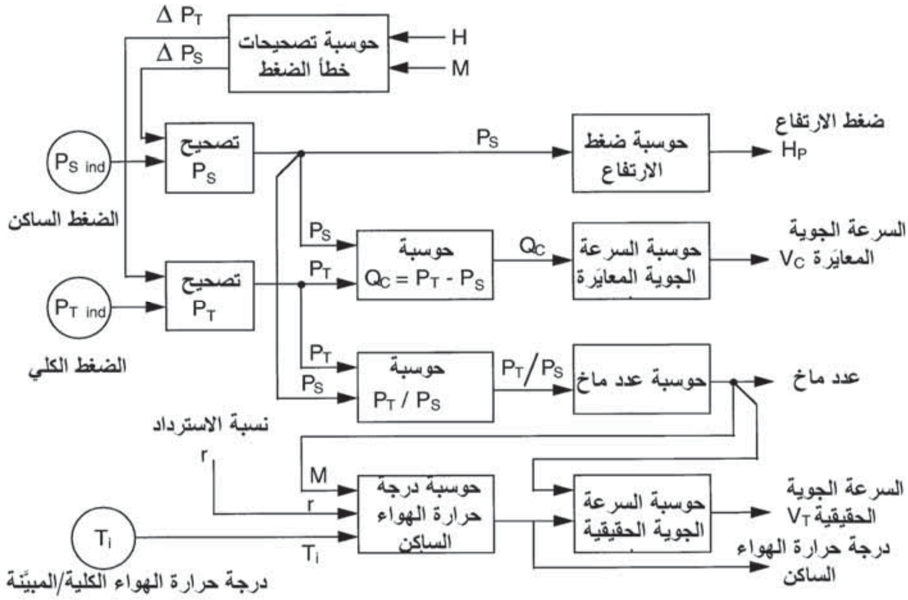
ب- **منطقة الستراتوسفير:** 11,000 إلى 20,000 متر (36,089 إلى 65,617 قدم)

$$P_S = 226.32\ e^{-1.576885\times10^{-4}\ (H_P - 11,000)}$$

ج- **منطقة الكيموسفير:** 20,000 إلى 32,004 متر (65,617 إلى 105,000 قدم)

$$P_S = 54.7482\left[1 + 4.61574\times10^{-6}(H_P - 20,000)\right]^{-34.163215}$$

يمكن بعد ذلك اشتقاق ضغط الارتفاع الملائم المقابِل للضغط الساكن المقاس من حافظة البحث المُجَدوَلة بالاقتران بخوارزمية استكمال مناسبة.



الشكل (15.7): مخطط تدفق حوسبة البيانات الجوية.

السرعة الرأسية، $\dot{H}_P$: يتم اشتقاق السرعة الرأسية أو معدل تغيُّر الارتفاع، $\dot{H}_P$، من معدل تغيُّر الضغط الساكن، $\dot{P}_S$، باستخدام المعادلات الأساسية التي تربط بين التفاضلين dH وdP_S في المعادلة (7.3)، أي أن:

$$dH = -\frac{R_a T}{g_0}\frac{1}{P_S}dP_S$$

وبالتالي فإن:

$$\dot{H}_P = -\frac{R_a T_S}{g_0}\frac{1}{P_S}\dot{P}_S$$

ويمكن حوسبة هذه العلاقة من قيمة درجة حرارة الهواء الحقيقية المقاسة والمصححة أو من درجة حرارة الجو المعياري. وهذه الأخيرة هي الحالة المعتادة بحيث أن H_P هي فقط دالة في P_S.

أ- منطقة التروبوسفير:

$$\dot{H}_P = 8434.51\left(1 - 2.25577\times10^{-5} H_P\right)\frac{1}{P_S}\dot{P}_S$$

ب- منطقة الستراتوسفير:

$$\dot{H}_P = 6341.62\ \frac{1}{P_S}\dot{P}_S$$

اشتقاق $\dot{H}_P$ أولاً بتفاضل P_S لإنتاج $\dot{P}_S$، ومن ثم الضرب بشكل أساسي في $1/P_S$ يتيح الحصول على دقة تحليل أفضل بتأخر أقل في الحوسبة.

عدد ماخ: يمكن حوسبة نسبة الضغط، P_T/P_S، عند زيادات مناسبة لعدد ماخ وحفظ النتائج في حافظة بحث مُجَدوَلَة باستخدام العلاقات المناسبة.

أ- السرعات دون الصوتية

$$\frac{P_T}{P_S} = \left(1 + 0.2\,M^2\right)^{3.5}$$

ب- السرعات فوق الصوتية

$$\frac{P_T}{P_S} = \frac{166.92\,M^7}{\left[7\,M^2 - 1\right]^{2.5}}$$

يتم بعد ذلك حوسبة نسبة الضغط الحقيقية، P_T/P_S، من الضغط الكلي المقاس، P_T، والضغط الساكن، P_S. ويتم بعد ذلك اشتقاق عدد ماخ الملائم المقابِل لهذه النسبة المحسوبة للضغط من حافظة البحث المُجَدوَلَة بالاقتران بخوارزمية استكمال مناسبة.

السرعة الجوية المعايَرة: يمكن حوسبة ضغط التصادم، Q_C، عند زيادات مناسبة على مدى السرعات الجوية المعايَرة، مثلاً 25 متر/ث (50 عقدة) إلى 400 متر/ث (800 عقدة)، وحفظ النتائج في حافظة بحث مُجَدوَلَة باستخدام العلاقات المناسبة.

أ- V_C أقل من أو تساوي 340.3 متر/ث (661.5 عقدة)

$$Q_C = 101.325\left[\left[1+0.2\left(\frac{V_C}{340.294}\right)^2\right]^{3.5} - 1\right] \text{ kN/m}^2$$

ب- V_C أكبر من 340.3 متر/ث (661.5 عقدة)

$$Q_C = 101.325\left[\frac{166.92\left(\frac{V_C}{340.294}\right)^7}{\left[7\left(\frac{V_C}{340.294}\right)^2 - 1\right]^{2.5}} - 1\right]$$

يتم اشتقاق Q_C بطرح الضغطين الكلي المقاس والساكن. ويتم بعد ذلك اشتقاق السرعة الجوية المعايَرة الملائمة المقابِلة لضغط التصادم هذا من حافظة البحث المُجَدوَلة بالاقتران بخوارزمية استكمال مناسبة.

درجة حرارة الهواء الساكن: يتم اشتقاق درجة حرارة الهواء الساكن، T_S، عن طريق حوسبة عامل التصحيح $1/(1+r0.2M^2)$ وضرب درجة حرارة الهواء المقاسة (المبيَّنة)، T_m، في عامل التصحيح هذا. أي أن:

$$T_S = \frac{T_m}{(1+r0.2M^2)}$$

السرعة الجوية الحقيقية: يتم اشتقاق السرعة الجوية الحقيقية، V_T، من عدد ماخ المحسوب ودرجة حرارة الهواء الساكن المحسوبة، T_S. أي أن:

$$V_T = 20.0468M\sqrt{T_S}$$

يمكن تنفيذ عمليات حوسبة البيانات الجوية بواسطة أيّ معالج دقيق حديث 16 بِتْ (bit)، والبرمجيات اللازمة لتنفيذ هذه المهمة مباشرة نسبيًا. ويتم تنفيذ

عمليات الحوسبة عادة بمعدل تكرار 20 Hz، على الرغم من أن أنظمة التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك (FBW) قد تتطلب معدل تكرار أسرع حتى 80 Hz.

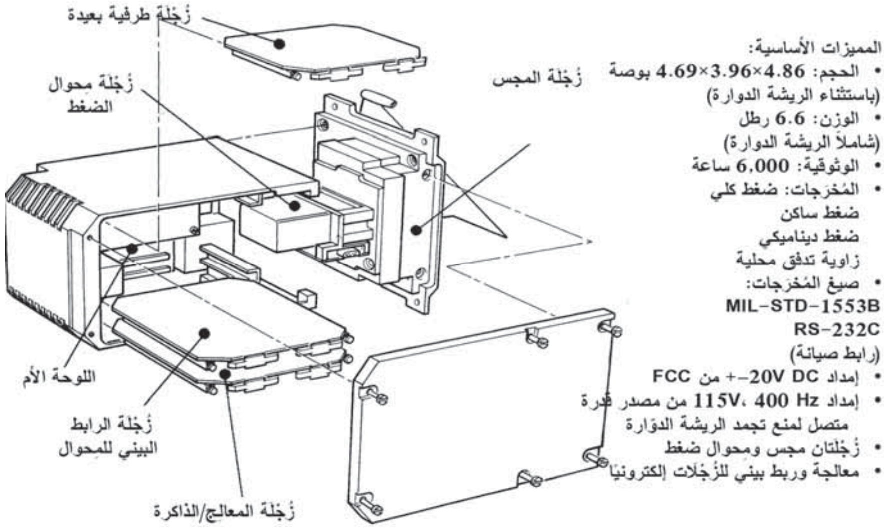
المهمة البرمجية التي تتطلب براعة أكثر هي إنتاج البرمجيات اللازمة لإنجاز جميع "الاختبارات المبنية داخليًا" (built-in test (BIT)) وإتاحة إجراء فحص الأعطال على مستوى كل زُجْلَة (module).

4.4.7 مستشعِرات زاوية السقوط Angle of incidence sensors

لقد شرحنا سابقًا بإيجاز أهمية معلومات زاوية السقوط. ومعرفة زاوية السقوط يمكن أن تصبح هامة جدًا في النهايات القصوى لمخطط حدود الطيران الأقصى عند بلوغ القيم العليا لزاوية السقوط والاقتراب من الشروط المقيِّدة. العديد من الطائرات يتم تجهيزها بمستشعِرات زاوية السقوط بحيث يمكن للطيار التأكد من أن الطائرة لا تتجاوز زاوية السقوط القصوى المسموح بها. ومستشعِرات السقوط أيضًا مستشعِرات ضرورية لنظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك، كما ذُكِر سابقًا، وتتطلب وفرة لنظام البقاء من الفشل للمستشعِرات. وقد يكون من الضروري أيضًا قياس زاوية سقوط الانزلاق الجانبي، β.

يتكون مستشعِر السقوط النموذجي من ريشة دوّارة مرتكزة على محور يوضع بشكل مناسب على بدن الطائرة بالقرب من العجلة الأمامية للطائرة. وتدعم الريشة الدوّارة في محامل (bearings) منخفضة الاحتكاك بحيث يمكن أن تقوم باصطفاف نفسها مع تدفق الهواء الساقط تحت تأثير القوى الديناميكية الهوائية المؤثرة فيها، تمامًا مثل دوّارة الرياح. تُقاس زاوية الريشة الدوّارة بالنسبة إلى إسناد بدن الطائرة، وبالتالي زاوية السقوط بواسطة لاقط موضع زاويّ مثل جهاز المزامنة المُستبِينة (الذي يمكن تحويل مُخرَجاته رقميًا بسهولة).

يجب ملاحظة أن مستشعِر السقوط يقيس "زاوية السقوط المبيَّنة" التي يجب تحويلها إلى "زاوية السقوط الحقيقية" بواسطة معادلة تصحيح مناسبة دالة في عدد ماخ.



الشكل (16.7): تركيب مِحوال البيانات الجوية المتكامل (بترخيص من BAE Systems).

من الممكن أيضًا وضع مجس بيتو على الريشة الدوّارة بالإضافة إلى فتحات الضغط الساكن لتكوين وحدة متكاملة التي تقوم إلى جانب المستشعِرات المناسبة بقياس زاوية السقوط، والضغط الكي، والضغط الساكن. هذا النوع المتكامل من مجس بيتو/الريشة الدوارة الساقطة يجري تبنِّيه على عدة طائرات حديثة عالية الأداء لأنه يقلل من تأثيرات تلوث السقوط على قياسات الضغط عند زوايا السقوط العالية وأيضًا يقدِّم حلاً مصغَّرًا متكاملاً. مِحوال البيانات الجوية المتكامل (air data transducer (ADT)) موضح في الشكل (5.4) في الفصل الرابع. ويبيِّن الشكل (16.7) "منظرًا مفصَّلاً" لتركيب مِحوال البيانات الجوية.

قراءات إضافية Further reading

Dommasch, Daniel O., Sydney S. Sherby [and] Thomas F. Connolly. *Airplane Aerodynamics*. 4th ed. New York: Pitman, 1967.

Schedule for Tables Relating Altitudes Airspeed and Mach Numbers for Use in Aeronautical Instrument Design and Calibration. London: British Standards Institute Staff, 1984.

الفصل الثامن

أنظمة الطيار الآلي وإدارة الرحلة

Autopilots and Flight Management Systems

1.8 المقدمة Introduction

لقد جُمِع نظاما الطيار الآلي وإدارة الرحلة معًا في فصل واحد، لأن الطائرات الحديثة تتطلب درجة متقاربة جدًا للدمج بين هذين النظامين، وعلى وجه الخصوص في قوانين التحكُّم الخاصة بكل منهما.

وقد تم تغطية الكثير من المواضيع الخلفية في الفصول السابقة لمعرفة أنظمة الطيار الآلي. على سبيل المثال، ديناميكية التحكُّم بالطائرة تم تغطيتها في الفصل الثالث وأنظمة التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك في الفصل الرابع، بما في ذلك أنظمة التحكُّم بأوامر المناورة لمعدل الانحدار ومعدل الدحرجة. وفي الفصل الرابع أيضًا قمنا بشرح الطرق المُستخدَمة لتحقيق السلامة والأمان العاليين جدًا المطلوبين لتنفيذ التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك من خلال استخدام الوفرة. ونفس مستويات الأمان والسلامة مطلوبة في بعض أنماط الطيار الآلي، على سبيل المثال الهبوط الآلي والتتبع الآلي للتضاريس. التنفيذ الرقمي لأنظمة التحكُّم بالرحلة سيتم تغطيته في هذا الفصل.

وبعض المواضيع الخلفية عن أنظمة إدارة الرحلة تم تغطيتها أيضًا في الفصول السابقة. على سبيل المثال، البيانات الجوية وأنظمة البيانات الجوية في

الفصل السابع، وأنظمة المِلاحة في الفصل السادس، والشاشات والتفاعل بين الإنسان والآلة في الفصل الثاني.

الوظيفة الأساسية للطيار الآلي هي التحكُّم برحلة الطائرة والحفاظ عليها على خط طيران في الفضاء محدد مسبَقًا بدون أيّ عمل مطلوب من قِبَل الطيار. (بمجرد أن يختار الطيار نمط/أنماط التحكُّم المناسبة للطيار الآلي). الطيار الآلي بهذا يمكن أن يريح الطيار من جهد وعناء التحكُّم المستمر للحفاظ على خط طيران الطائرة على الرحلات الطويلة المدى. وبالتالي سيكون الطيار متفرغًا للتركيز على مهام أخرى وإدارة المهمة.

نظام الطيار الآلي المصمم بشكل جيد والمُدمَج بشكل مناسب مع نظام التحكُّم برحلة الطائرة، يمكن أن يحقق استجابة سريعة، وأن يحافظ على خط الطيران بشكل أدق كثيرًا من الطيار. والأهم من ذلك، استجابة الطيار الآلي ثابتة دائمًا بينما استجابة الطيار يمكن أن تتأثر بأعباء الجهد والعمل والإجهاد. الطيار الآلي بهذا قادر على توفير تحكُّم دقيق جدًا لخط طيران الطائرة لتطبيقات مثل الهبوط الآلي الكامل في ظروف الرؤية الضعيفة أو حتى المنعدمة. وفي حالة طائرات القصف العسكرية، فإن الطيار الآلي بالاشتراك مع نظام إرشاد تتبع التضاريس يمكن أن يقدِّم إمكانية التتبع الآلي للتضاريس. وهذا يتيح للطائرة بأن تطير بسرعة عالية (حوالى 600 عقدة) في الارتفاع المنخفض جدًا (200 قدم أو أقل) آليًا بتتبع الملامح التضاريسية للبقاء أسفل مستوى الأفق الراداري لرادارات العدو. ويمكن اتخاذ الميزة الكبرى للحجب التضاريسي للتقليل من مخاطر اكتشاف وتنبيه دفاعات العدو.

سيتم تغطية أنماط الطيار الآلي الأساسية في القسم التالي. وهذه تتضمن وسائل مثل الازدواج الآلي مع أنظمة الملاحة الراديويّة المختلفة مثل نظام "الراديو الشامل المدى ذو التردد العالي جدًا" (VOR) والأنظمة المعينة للوصول في المطار أو ميدان الطيران مثل نظام الهبوط الآلي (ILS) أو نظام الهبوط الميكروويفي (MLS). يقوم الطيار الآلي عندئذ بتوجيه الطائرة لتبقى على خط الطيران المحدد بواسطة نظام معين للملاحة بالراديو. ويمكن للطيار الآلي أيضًا

إقرانه بنظام إدارة الرحلة، الذي يقدِّم عندئذ أوامر التوجيه عن طريق نظام إدارة الرحلة من مخطط الرحلة المُدخَل بواسطة الطيار.

الطيار الآلي بهذا جهاز ضروري لمعظم الطائرات العسكرية والمدنية، بما في ذلك الهليكوبترات. وظهور المعالِج الدقيق أتاح أيضًا تركيب أنظمة طيار آلي متطورة نسبيًا ورخيصة الثمن في عدد كبير من طائرات الملاحة الجوية العامة.

والدور الرئيسي لنظام إدارة الرحلة هو مساعدة الطيار في إدارة الرحلة بشكل أمثل من خلال أتمتة العديد من المهام المناسبة لخفض أعباء عمل الطيار. نظام إدارة الرحلة بهذا يؤدي عدد من الوظائف مثل:

- الملاحة الآلية والإرشاد بما في ذلك الملاحة الرباعية الأبعاد.
- تقديم المعلومات.
- إدارة أنظمة الطائرة.
- الإدارة الفاعلة للوقود.
- خفض تكاليف التشغيل.

المفاهيم الواسعة وتشغيل نظام إدارة الرحلة سيتم تغطيتها في القسم 3.8. يجب معرفة أن التنفيذ المفصل لنظام إدارة الرحلة موضوع معقد، ويمكن أن يتضمن ما يفوق مجهود 100 شخص–سنة من هندسة البرمجيات واختبارات الطيران الشاملة (والمكلِّفة) جدًا قبل الحصول على المصادقة على النظام من السلطات التنظيمية. لهذا، وبسبب قيود المساحة، يمكن فقط تقديم استعراض عن الموضوع.

وتجدر الإشارة أيضًا إلى أن نظام إدارة الرحلة له دور هام على حد السواء في الطائرات العسكرية. التقيد الدقيق بخط الطيران الأمثل والقدرة على الحفاظ على المواعيد عند موضع وزمن معيَّنين لإعادة التزود الجوي بالوقود، مثلاً، أو للالتحاق بطائرات متعاونة أخرى من الواضح أنها متطلبات هامة جدًا.

2.8 أنظمة الطيار الآلي Autopilots

1.2.8 المبادئ الأساسية Basic principles

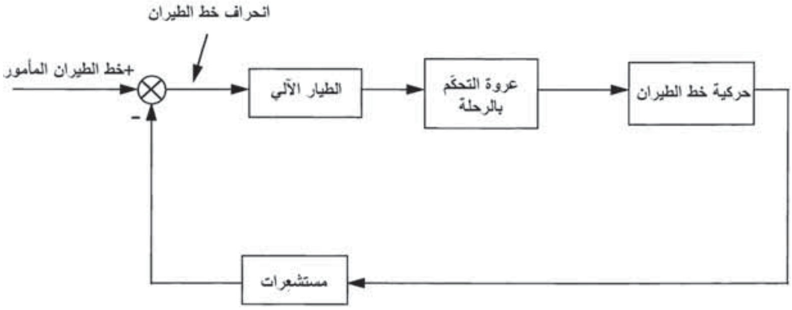
يبيِّن الشكل (1.8) رسمًا تخطيطيًا للعروة الأساسية التي من خلالها يتحكم الطيار الآلي بخط طيران الطائرة. يمارس الطيار الآلي وظيفة الإرشاد في العروة الخارجية ويُصدر أوامر إلى عروة التحكُّم بالطيران الداخلي. هذه الأوامر هي عادة أوامر عن الوضع، التي تقوم بتشغيل أسطح توجيه الطائرة من خلال نظام التحكُّم بالعروة المغلقة بحيث تقوم الطائرة بالدوران حول محوري الانحدار والدحرجة حتى يتساوى زاويتا الانحدار والميل الجانبي المقاستان مع الزوايا المأمورة. التغيرات في زاويتي الانحدار والميل الجانبي للطائرة تؤدي بعد ذلك إلى تغيُّر خط طيران الطائرة من خلال حركية خط الطيران.

على سبيل المثال، لتصحيح انحراف رأسي عن خط الطيران المرغوب، يتم التحكم بوضع انحدار الطائرة لزيادة أو نقصان الميلان الزاويّ لمتجه خط الطيران مع الأفقي. مُركِّبة السرعة الرأسية الناتجة تؤدي بالتالي إلى صعود الطائرة أو غطسها لتصحيح الإزاحة الرأسية عن خط الطيران المرغوب.

لتصحيح الإزاحة الجانبية عن خط الطيران المرغوب يتطلب بأن تقوم الطائرة بالميل الجانبي لكي تنعطف وتنتِج تغيُّرًا متحكَّمًا به في الاتجاه من أجل تصحيح الخطأ.

عروة التحكُّم بوضع الانحدار وعروة التحكُّم بالاتجاه، مع عروتها الداخلية المصدِرة لأوامر زاوية الميل الجانبي للطائرة، هي بالتالي عُرى داخلية أساسية في معظم أنماط التحكُّم بالطيار الآلي.

بالتالي، فإن عروة الطيار الآلي الخارجية هي بشكل أساسي عروة تحكُّم أبطأ وأطول فترة مقارنة بعرى التحكم الداخلية للرحلة التي هي عُرى أسرع وأقصر فترة.

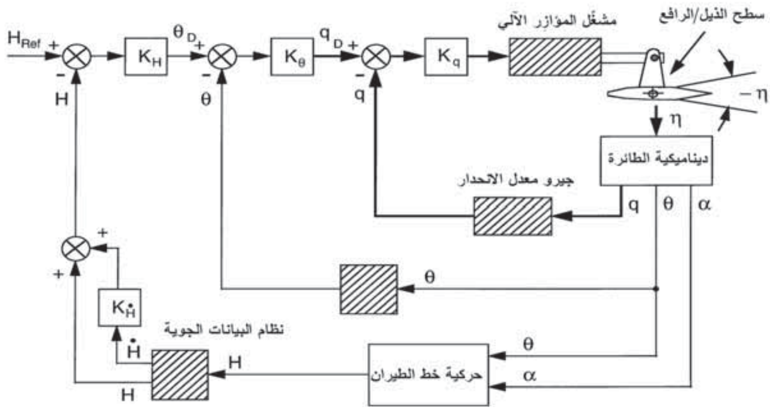


الشكل (1.8): عروة الطيار الآلي.

2.2.8 التحكُّم بالارتفاع Height control

يتم التحكُّم بالارتفاع من خلال تغيير وضع انحدار الطائرة، كما شُرِح أعلاه. عروة الطيار الآلي الأساسية للتحكُّم بالارتفاع مبيِّنة في الشكل (2.8).

العروة الداخلية لأمر معدل الانحدار المقدمة بواسطة التغذية الخلفية لجيرو معدل الانحدار تتيح تحقيق استجابة تضاؤل جيدة وسريعة بواسطة عروة الطيار الآلي لأمر وضع الانحدار. وكما ذُكِر سابقًا، فإن أمر معدل انحدار الطيران بواسطة الأسلاك لنظام التحكُّم بالرحلة يساعد كثيرًا في عملية دمج الطيار الآلي.



الشكل (2.8): عروة التحكُّم بالارتفاع (الخطوط السميكة تبيِّن عروة أمر معدل انحدار الطيران بواسطة الأسلاك). جيرو معدل الانحدار والنظام المرجعي للوضع والاتجاه (AHRS) مبيَّنان بشكل منفصل للتوضيح. في الطائرات الحديثة، تقدِّم الأنظمة المحكمة التثبيت AHRS/INS كلاً من مُخرَجات θ و q.

واستجابة عروة أمر وضع الانحدار أسرع بكثير من استجابة عروة الارتفاع – أجزاء من الثانية مقارنة بعدة ثوانٍ. دالة انتقال العروة المفتوحة لعروة الارتفاع مناظِرة في الواقع لتلك للمكامِل البسيط عند الترددات المنخفضة جدًا الأقل من عرض حزمة عروة أمر وضع الانحدار. يتم اختيار كسب خطأ الارتفاع، K_H، بحيث إن التردد الذي فيه كسب العروة مساوٍ للوحدة (0 dB) يكون أقل بكثير من عرض حزمة عروة وضع الانحدار لضمان الحصول على استجابة مستقرة، ومضاءلة جيدًا لعروة الارتفاع. (سيتم شرح تصميم عرى الطيار الآلي بتفصيل أكبر في المثال المحلول في القسم التالي).

عرض حزمة عروة وضع الانحدار بالتالي تحدد عرض حزمة عروة الارتفاع بحيث يمكن ملاحظة أهمية تحقيق استجابة وضع الانحدار السريع.

يتم اشتقاق دالة الانتقال لحركية خط الطيران على النحو التالي:

المُركِّبة العمودية لمتجه سرعة الطائرة هي:

$$V_T \sin\theta_F = \dot{H}$$

حيث θ_F زاوية خط الطيران، أيْ ميلان متجه السرعة، V_T، مع الأفقي.

$$\theta_F = \theta - \alpha$$

حيث θ زاوية انحدار الطائرة و α زاوية السقوط.

$V_T \approx U$، حيث U السرعة الأمامية للطائرة و θ_F يفترَض بأنها زاوية صغيرة. وبهذا:

$$\dot{H} \approx U(\theta - \alpha) \tag{8.1}$$

وبالتالي فإن:

$$H \approx \int U(\theta - \alpha)dt \tag{8.2}$$

3.2.8 الطيار الآلي للتحكّم بالاتجاه

Heading control autopilot

دالة نمط التحكُّم بالاتجاه للطيار الآلي هي لتوجيه الطائرة آليًا على طول اتجاه مُعَد ومحدد. وكما شُرِح في الفصل الثالث، القسم 5.3، تميل الطائرة جانبيًا لتنعطف، بافتراض انعطاف إحداثي تام (أيْ أنه لا يوجد انزلاق جانبي).

تسارع الجذب المركزي هو $g \tan\Phi = U\dot{\Psi}$، حيث Φ زاوية الميل الجانبي للطائرة، و U السرعة الأمامية للطائرة، و $\dot{\Psi}$ معدل تغُّير الاتجاه. وبهذا، لزوايا الميل الجانبي الصغيرة فإن:

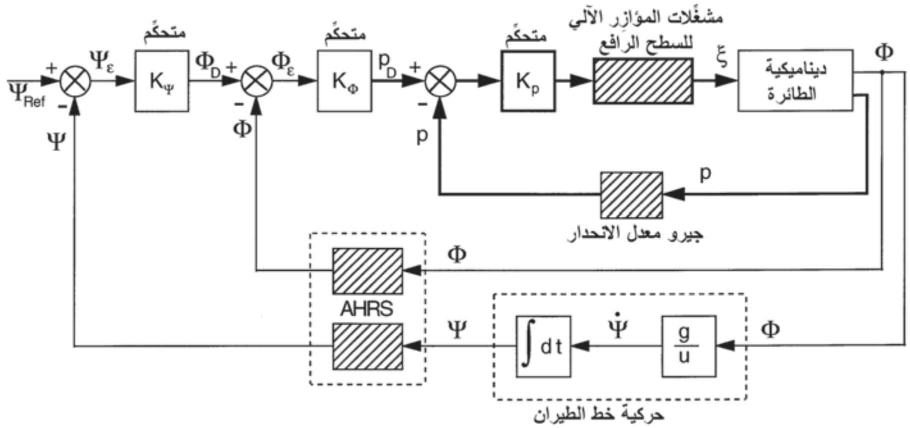
$$\dot{\Psi} = \frac{g}{U}\Phi \tag{8.3}$$

قانون التحكُّم الأساسي المُستخدَم للتحكُّم باتجاه الطائرة هو بالتالي لطلب زاوية ميل جانبي، Φ_D، تتناسب مع خطأ الاتجاه، $\Psi_E = (\Psi_{COM} - \Psi)$، حيث Ψ_{COM} زاوية الاتجاه المأمورة و Ψ زاوية الاتجاه.

$$\Phi_D = K_\Psi \cdot \Psi_E \tag{8.4}$$

حيث K_Ψ كسب خطأ الاتجاه.

عروة التحكُّم بالاتجاه مبيِّنة بتفصيل أكبر في الرسم التخطيطي في الشكل (3.8). عروة أمر زاوية الاتجاه الداخلية يجب أن يكون لها عرض حزمة كبير مثل تلك للحقيقية، وأيضًا أن تكون مضاءلة جيدًا لكي تحقق تحكُّم اتجاهي "مُحكَم" (tight) بهوامش استقرار جيدة. وهذا موضح في المثال المحلول أدناه.



الشكل (3.8): عروة التحكُّم بالاتجاه (الخطوط السميكة تبيِّن عروة أمر معدل دحرجة الطيران بواسطة الأسلاك). جيرو معدل الدحرجة والنظام المرجعي للوضع والاتجاه (AHRS) مبيَّنان بشكل منفصل للتوضيح. في الطائرات الحديثة، تقدِّم الأنظمة المحكمة التثبيت AHRS/INS كلاً من مُخرَجات p و Φ.

أمر معدل دحرجة الطيران بواسطة الأسلاك يتيح الحصول على نظام تحكُّم سريع ومضاءل جيدًا لزاوية الميل الجانبي.

وكما شُرِح سابقًا في الفصل الثالث، السلوك الديناميكي لنظام التحكُّم الجانبي للطائرة معقد نتيجة الازدواج المتقاطَع المتأصِّل لمعدَّلي الدحرجة والانعراج وسرعة الانزلاق الجانبي عند الحركة حول محوري الدحرجة والانعراج.

السلوك الديناميكي للطائرة بالتالي يتم تمثيله بواسطة مجموعة من المعادلات المصفوفية، كما شُرِح في الفصل الثالث (القسم 5.4.3).

وعلى أيّة حال، يمكن الحصول على معرفة جيدة عن سلوك الطائرة والطيار الآلي بافتراض حركة دحرجة نقية وإهمال تأثيرات الازدواج المتقاطَع بين محوري الدحرجة والانعراج. ويمكن تبرير هذا أيضًا إلى حد ما بافتراض عُرى استقرار آلي فعالة تقلل من تأثيرات الازدواج المتقاطَع.

بأخذ عروة مطلَب زاوية الميل الجانبي، تم اشتقاق دالة الانتقال الديناميكي الهوائي التي تربط بين معدل الدحرجة، p، وزاوية السطح العاطف، ξ، في الفصل الثالث، القسم 1.6.3، والتي تبيِّن أن:

$$\frac{p}{\xi}=\frac{L_\xi}{L_p}\cdot\frac{1}{1+T_R D} \qquad (8.5)$$

حيث T_R الثابت الزمني لاستجابة الدحرجة يساوي (I_x/L_p)، و L_ξ مشتقة عزم الدحرجة نتيجة زاوية السطح العاطف، ξ، و L_p مشتقة عزم الدحرجة نتيجة معدل الدحرجة، p، و I_x عزم القصور الذاتي للطائرة حول محور الدحرجة.

بالرجوع إلى المعادلة (5.20) في الفصل الخامس لدينا:

$$\dot{\Phi}=p+q\sin\Phi\tan\theta+r\cos\Phi\tan\theta$$

إذا كانت Φ و θ زاويتين صغيرتين، فإن:

$$\dot{\Phi}=p$$

أي أن:

$$\Phi=\int p\,dt \qquad (8.6)$$

هذه الافتراضات ستُستخدَم في المثال المحلول أدناه لتبسيط ديناميكية الطائرة. وتم افتراض أيضًا أنه لا يوجد فقد في الارتفاع عندما تميل الطائرة جانبيًا لتصحيح الاتجاه، حيث إن التغيُّرات المناسبة لوضع الانحدار، وبالتالي للسقوط، يتم تأثرهما بواسطة التحكُّم بالطيار الآلي لضبط الارتفاع.

1.3.2.8 مثال محلول على الطيار الآلي للتحكُّم بالاتجاه

Worked example of heading control autopilot

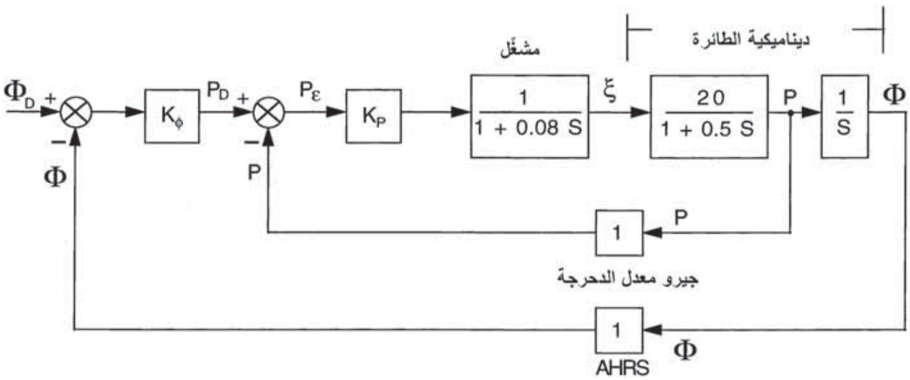
الطائرة في هذا المثال لها ثابت زمني لاستجابة الدحرجة، T_R، قدره 0.5 ثانية، و $L_p / L_\xi = 20^\circ$ لكل ثانية لكل درجة انحراف السطح العاطف.

استجابة مشغِّلات المؤازِر الآلي للسطح العاطف مقاربة لتلك لمرشح بسيط من الدرجة الأولى بثابت زمني 0.08 ثانية. السرعة الأمامية، U، للطائرة هي 250 متر/ث (500 عقدة تقريبًا) وافتُرِضت بأنها ثابتة.

احسب القيم المناسبة لحالات كسب الطيار الآلي K_p، و K، و K_ψ.

العروة الكلية للتحكُّم بالاتجاه هي كالمبيَّنة في الشكل (3.8). والرسم التخطيطي لمطلب زاوية الميل الجانبي مبيَّنة في الشكل (4.8).

يجب ملاحظة أن مؤثر لابلاس، s (Laplace operator)، قد تم تعويضه عن D (أي d/dt).



الشكل (4.8): رسم تخطيطي عروة مطلب زاوية الميل الجانبي.

- **تعيين كسب خطأ معدل الدحرجة، K_p:**

دالة انتقال العروة المفتوحة للعروة الداخلية، أي عروة التغذية الخلفية لمعدل الدحرجة، هي:

$$\frac{p}{p_E} = \frac{20\,K_p}{(1+0.08s)(1+0.5s)} = KG(s) \qquad (8.7)$$

حيث $p_E = p_D - p$.

ودالة انتقال العروة المغلقة، p/p_D، تعطى بالعلاقة التالية:

$$\frac{p}{p_D} = \frac{KG(s)}{1+KG(s)} \qquad (8.8)$$

يتم تعيين استقرار العروة المغلقة من خلال جذري المعادلة المميِّزة:

$$1+KG(s) = 0 \qquad (8.9)$$

أي أن:
$$(1+0.08s)(1+0.5s)+20K_p=0$$

أو:

$$s^2+14.5s+25(1+20K_p)=0 \qquad (8.10)$$

بالمقارنة مع الصيغة المعيارية للمعادلة من الدرجة الثانية، نجد أن:

$$2\zeta\omega_0=14.5$$

$$\omega_0^2=25(1+20K_p)$$

اختيار نسبة تضاؤل ζ = 0.7 يتطلب بأن يكون التردد الطبيعي غير المضاءل ω_0 = 10.4 rad/sec (أيْ $14.5/2\times0.7$). ومنها فإن $K_p = 0.165^{\circ}$ زاوية السطح العاطف لكل درجة/ثانية خطأ معدل الدحرجة.

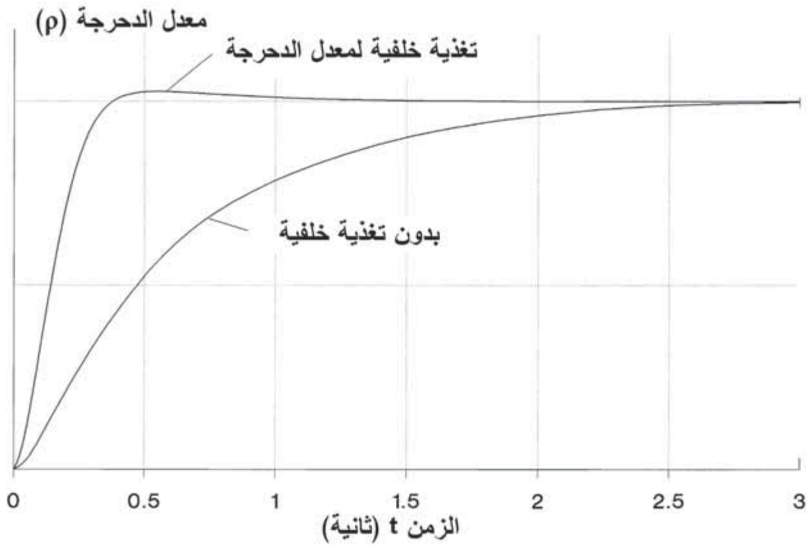
$$K_p=0.165\ \text{sec}$$

ومنها نجد أن:

$$\frac{p}{p_D}=\frac{0.767}{1+\dfrac{2\zeta}{\omega_0}s+\dfrac{1}{\omega_0^2}s^2} \qquad (8.11)$$

حيث ω_0 = 10.4 و ζ = 0.7.

استجابة معدل الدحرجة مع وبدون التغذية الخلفية لمعدل الدحرجة مبيَّنة في الشكل (5.8). (يتم تعديل المُدخَل الدرجي إلى النظام لكي يعطي نفس حالة استقرار معدل الدحرجة في كل حالة). ويمكن ملاحظة السرعة المُحسَّنة للاستجابة بالتغذية الخلفية لمعدل الدحرجة. وتخلُّف المشغِّل يحد من كسب العروة إلى 20×0.165، أيْ 3.3، من أجل تحقيق تضاؤل مقبول بدون اللجوء إلى التسوية (مثلاً، تقدُّم الطور).



الشكل (5.8): استجابة معدل الدحرجة.

- **تعيين كسب خطأ زاوية الميل الجانبي، K_{ϕ}:**

لنأخذ الآن عروة مطلَب زاوية الميل الجانبي. دالة انتقال العروة المفتوحة هي:

$$\frac{\Phi}{\Phi_E}=\frac{0.767K_{\phi}}{s\left(1+\frac{2\zeta}{\omega_0}s+\frac{1}{\omega_0^2}s^2\right)} \qquad (8.12)$$

حيث $\omega_0 = 10.4$ و $\zeta = 0.7$.

يتم تعيين قيمة K_{ϕ} باستخدام طرق استجابة التردد كما يلي.

استجابة تردد العروة المفتوحة يمكن الحصول عليها بتعويض $j\omega$ عن s، أي أن:

$$\frac{\Phi}{\Phi_E}(j\omega)=\frac{K}{j\omega\left(1-\left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^2+j2\zeta\frac{\omega}{\omega_0}\right)} \qquad (8.13)$$

$$= KF_1(j\omega)\cdot F_2(j\omega) \tag{8.14}$$

حيث $K = 0.767\ K_{\varnothing}$.

$$F_1(j\omega)=\frac{1}{j\omega} \tag{8.15}$$

$$F_2(j\omega)=\frac{1}{1-\left(\dfrac{\omega}{\omega_0}\right)^2+j2\zeta\dfrac{\omega}{\omega_0}} \tag{8.16}$$

ويمكن التعبير عن $F_1(j\omega)$ و $F_2(j\omega)$ بدلالة المعاملات (moduli) الخاصة بكل منها وزوايا الطور (أو الإزاحات الزاويَّة).

$$F_1(j\omega)=\left|\frac{1}{\omega}\right|,\quad \angle -90^\circ \tag{8.17}$$

ومن المناسب استخدام تردد لا بعدي، $u=\dfrac{\omega}{\omega_0}$، في $F_2(j\omega)$.

$$F_2(j\omega)=\frac{1}{1-u^2+j2\zeta u} \tag{8.18}$$

$$F_2(j\omega)=\left|\frac{1}{\sqrt{\left(1-u^2\right)^2+4\zeta^2u^2}}\right|,\quad \angle\tan^{-1}\frac{2\zeta u}{1-u^2} \tag{8.19}$$

حساب قيمتي $F_1(j\omega)$ و $F_2(j\omega)$ عند قيم معيَّنة للتردد ω يتم إجراؤه باستخدام لوغاريتمات المعاملات الخاصة بعناصر كل منها للدالة الانتقالية.

$$\begin{aligned}&20\log_{10}\left|KF_1(j\omega)\cdot F_2(j\omega)\right|\\&=20\log_{10}K+20\log_{10}\left|F_1(j\omega)\right|+20\log_{10}\left|F_2(j\omega)\right|\end{aligned} \tag{8.20}$$

المعامل اللوغاريتمي لدالة الانتقال الكلية هو بالتالي حاصل جمع لوغاريتمات المعاملات الخاصة بكل من عناصرها على حِدة.

وزاوية الطور الكلية بنفس الطريقة هي حاصل جمع زوايا الطور على حِدة للعناصر الخاصة بكل منها.

$$\angle F_1(j\omega)\cdot F_2(j\omega)=\angle F_1(j\omega)\ +\ \angle F_2(j\omega) \qquad (8.21)$$

وقد حُسِبت الاستجابة الكلية لتردد العروة المفتوحة بدلالة الكسب اللوغاريتمي والطور من المعادلات أعلاه وهي مبيَّنة في الجدول (1.8) من أجل $K = 1$.

الجدول (1.8): استجابة التردد

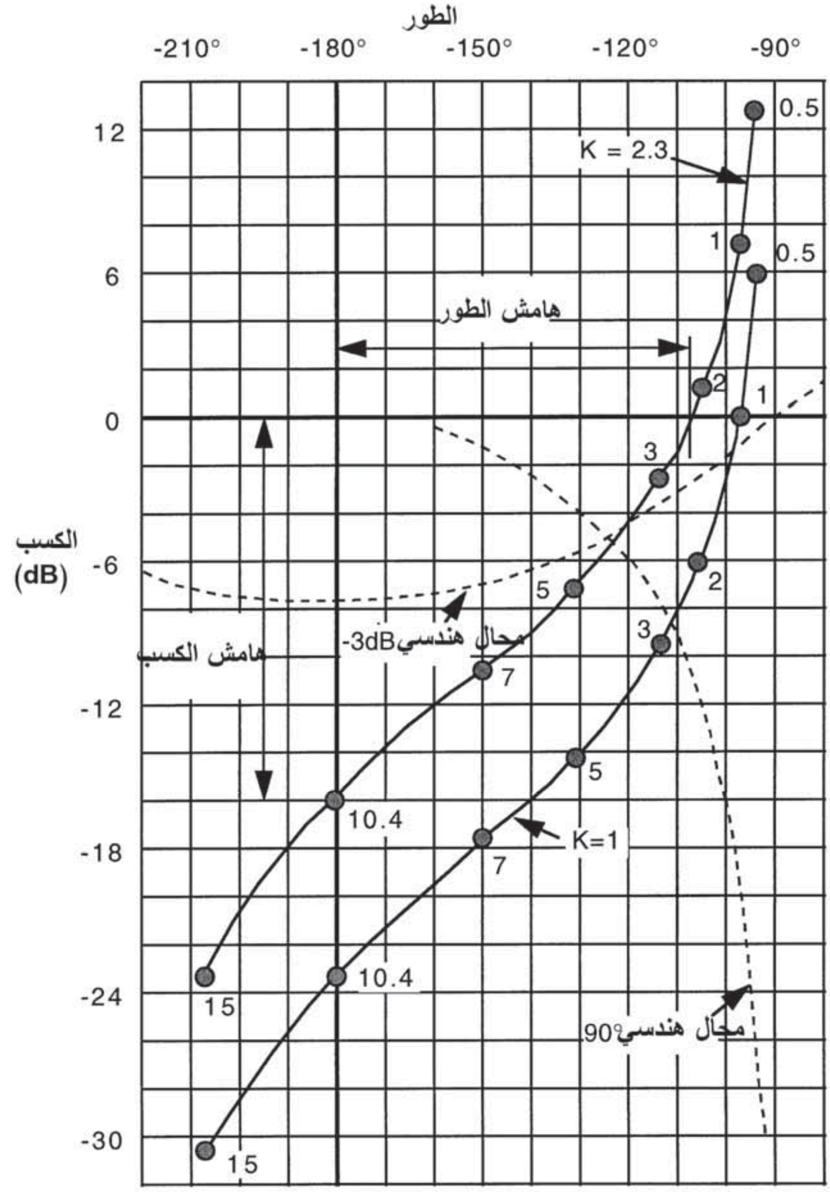
ω	$F_1(j\omega)$		$F_2(j\omega)$		$F_1(j\omega)\cdot F_2(j\omega)$	
	20logM	الطور	20logM	الطور	20logM	الطور
0.5	6dB	−90°	0dB	−3.9°	6dB	−94°
1	0dB	−90°	0dB	−7.8°	0dB	−98°
2	−6dB	−90°	0dB	−15.6°	−6dB	−106°
3	−9.5dB	−90°	0dB	−23.8°	−9.5dB	−114°
5	−14dB	−90°	−0.2dB	−41.2°	−14.2dB	−131°
7	−16.9dB	−90°	−0.7dB	−59.9°	−17.6dB	−150°
10.4	−20.3dB	−90°	−2.9dB	−90°	−23.2dB	−180°
15	−23.5dB	−90°	−7dB	−118.1°	−30.5dB	−208°
20	−26dB	−90°	−11.6dB	−135.1°	−37.6dB	−225°
30	−29.5dB	−90°	−18.4dB	−151.1°	−47.9dB	−241°

M = المعامل (Modulus)

يجب ملاحظة أن هناك جداولَ ورسوماً بيانية معيارية لاستجابة التردد لعناصر دالة الانتقال الشائعة. وهناك أيضًا برامج كمبيوترية لحساب قيمة استجابة التردد الكلية لدالة الانتقال التي تتكون من عدد من العناصر.

يبيِّن الشكل (6.8) رسمًا بيانيًا لاستجابة تردد العروة المفتوحة للكسب اللوغاريتمي مقابل الطور عند قيم الترددات المعيَّنة ω الموضحة في الجدول. هذا الرسم البياني يُعرَف باسم "رسم نيكول البياني" (Nichol's chart). خطوط الكسب

الثابت والمحال الهندسي للطور لتحويل استجابة تردد العروة المفتوحة إلى استجابة تردد عروة مغلقة يتم تراكبها على هذا الرسم البياني. الخطوط المقابلة فقط للقيمتين -3 dB و $-90°$ مبيَّنة في هذا الشكل، وقد أُهمِلت بقية القيم للتوضيح.



الشكل (6.8): استجابة تردد العروة المفتوحة لزاوية الميل الجانبي (رسم نيكول البياني).

ورسم نيكول البياني له المميزات التالية:

1- مقياس الكسب اللوغاريتمي يتيح عرض الاستجابة عند جميع الترددات ذات الاهتمام على الرسم البياني.

2- تأثير تسوية استجابة العروة المفتوحة يمكن ملاحظته بسهولة. على سبيل المثال، زيادة كسب العروة، أو إدخال تقدم الطور، أو التكامل بزائد واحد لتحكُّم الخطأ، أو تأثير التخلُّفات الإضافية في النظام.

3- استجابة تردد العروة المغلقة يمكن الحصول عليها باستخدام الكسب الثابت والمحال الهندسي للطور.

4- هامشا الكسب والطور يمكن قراءتهما مباشرة.

قيمة الكسب القياسي للعروة المفتوحة، $K = 1$، تعطي عروة مستقرة تمامًا، بهامش كسب 23.2 dB وهامش طور 82°. عرض الحزمة، على أيّة حال، صغير نسبيًا. واستجابة العروة المغلقة هي 3 dB نزولاً عند $\omega = 1.2$ تقريبًا (تقاطع المحال الهندسي 3 dB− مع استجابة العروة المفتوحة). وتخلُّف الطور هو 90° عند $\omega =$ 2.8 تقريبًا (تقاطع المحال الهندسي 90°− مع استجابة العروة المفتوحة).

زيادة الكسب القياسي للعروة المفتوحة K إلى 2.3، أيْ بمقدار 7.2 dB، يحسِّن من عرض حزمة العروة المغلقة كثيرًا. استجابة العروة المغلقة هي 3 dB نزولاً عند $\omega = 3.8$ تقريبًا، وهناك تخلُّف طور 90° عند $\omega = 4.2$ تقريبًا. هامشا الكسب والطور ينخفضان إلى 16 dB و 71° على التوالي، إلا أنهما لا يزالان ملائمتين جدًا.

دالة العروة المفتوحة هي:

$$\frac{\phi}{\phi_E} = \frac{2.3}{s\left(1 + 0.1346s + 0.0092456s^2\right)} \tag{8.22}$$

استقرار وتضاؤل العروة المغلقة يمكن التثبُّت منهما عن طريق إيجاد جذور المعادلة المميِّزة:

$$s\left(1+0.1346\,s+0.0092456\,s^2\right)+2.3=0$$

أي أن:

$$s^3+14.56s^2+108.16s+246.77=0 \qquad (8.23)$$

وهذه المعادلة تتحلل إلى العوامل التالية:

$$(s+3.63)(s^2+10.93s+68.5)=0 \qquad (8.24)$$

العامل $(s+3.63)$ يؤدي إلى مُركِّبة إخماد أسِّية في الاستجابة بثابت زمني 1/3.63 ثانية، أيْ 0.28 ثانية. والعامل التربيعي $(s^2+10.93s+68.5)$ يؤدي إلى مُركِّبة تضاؤل جيبية أسِّية بتردد طبيعي غير مضاءل $\omega_0=\sqrt{68.5}$، أي 8.28 rad/s (1.32 Hz)، وبنسبة تضاؤل $\zeta = 0.66$، مما يؤكد استجابة عروة مغلقة مضاءلة جيدًا.

وبهذا فإن:

$$\frac{\Phi}{\Phi_D}=\frac{1}{(1+0.28s)(1+0.16s+0.0146s^2)} \qquad (8.25)$$

ونحصل على القيمة المطلوبة $K_ø$ من العلاقة $K = 0.767K_ø = 2.3$. أي أن:

$$K_\phi=3 \qquad (8.26)$$

- **تعيين كسب خطأ زاوية الاتجاه، K_ψ:**

بالرجوع إلى الشكل (3.8) يمكن ملاحظة أن دالة انتقال العروة المفتوحة هي:

$$\frac{\psi}{\psi_E}=\frac{K_\psi g/U}{s(1+0.28s)(1+0.16s+0.0146s^2)} \qquad (8.27)$$

وبهذا، فإن:

$$\frac{\psi}{\psi_E}(j\omega)=\frac{K}{j\omega\left(1+j\frac{\omega}{3.63}\right)\left[1-\left(\frac{\omega}{8.28}\right)^2+j0.16\omega\right]} \qquad (8.28)$$

العوامل الموجودة في مقام المعادلة قد تم التعبير عنها بصورة تتيح ملاحظة ترددات القَطْع بسهولة. الكسب القياسي $K=K_\psi g/U$. ويمكننا أن نلاحظ من العلاقة السابقة أنه عند الترددات المنخفضة (الأقل بكثير من تردد القَطْع الأول 3.63 rad/s)، فإن كلاًّ من مُركِّبتي المرشِّح من الدرجة الأولى والدرجة الثانية لدالة الانتقال تقترب من الوحدة. وبهذا، عند الترددات المنخفضة فإن:

$$\frac{\psi}{\psi_E}(j\omega)\rightarrow\frac{K}{j\omega}$$

و:

$$\left|\frac{\psi}{\psi_E}(j\omega)\right|\rightarrow\frac{K}{\omega}$$

كسب العروة المفتوحة بالتالي يهبط إلى 6 dB− لكل تردد جوابي عند الترددات المنخفضة.

قيمة التردد التي عندها يكون كسب العروة المفتوحة مساويًا للوحدة (أيْ 0 dB) تُعرَف باسم "التردد المَفْرِقي 0 dB" (0 dB cross-over frequency). يتم اختيار قيمة K لتعطي التردد المفرقي 0 dB بحيث يكون معدل تغيُّر كسب العروة المفتوحة مع التردد هو 6 dB− لكل تردد جوابي تمامًا على مدى جواب التردد من أيٍّ من جانبي التردد المفرقي 0 dB. وهذا يحقق معيار الاستقرار لبود (Bode's Stability Criterion).

يتم اختيار التردد المفرقي 0 dB ليكون 0.7 rad/s. وبالتالي فإن:

$$\frac{K}{0.7}=1$$

أي أن:

$$K = 0.7 = K_\psi \, 9.81/250$$

K_ψ تساوي 18 درجة زاوية ميل جانبي لكل درجة في خطأ الاتجاه.

من دالة انتقال العروة المفتوحة، يمكن ملاحظة أن الكسب يبدأ بالهبوط عند -12 dB لكل تردد جوابي ($1/\omega^2$) بين $\omega = 3.63$ و $\omega = 8.28$، وبعد ذلك عند -24 dB لكل تردد جوابي ($1/\omega^4$) بعد $\omega = 8.28$ rad/s. ويتغيَّر الطور بشكل سريع جدًا على مدى هذا التردد، على سبيل المثال، $-115°$ عند 1 rad/s، و $-180°$ عند 4.1 rad/s، و $-246°$ عند 8.28 rad/s، و $-310°$ عند 15 rad/s ويصل إلى $-360°$ مع استمرار التردد في الارتفاع.

هامشا الكسب والطور لقيمة $K_\psi = 18$ هما تقريبًا 19 dB و $73°$ على التوالي. وعرض حزمة العروة المغلقة هي حوالى 1.4 rad/s عندما يكون تخلُّف الطور $-90°$. والتردد السفلي 3 dB هو أعلى من 1 rad/s تمامًا.

من الواضح أن كسب العروة يتغيَّر مع السرعة الأمامية، U، وقد تم السماح لهامش كسب واسع للتعامل مع التغيُّرات في السرعة. جدولة الكسب مع السرعة مطلوبة، مع ذلك، لتغطية مخطط حدود سرعة الطائرة كاملاً.

كما يتطلب أيضًا نظام تقييد زاوية الميل الجانبي لمنع طلب زوايا ميل كبيرة جدًا عندما يكون هناك خطأ كبير في الاتجاه الابتدائي عند إشراك الطيار الآلي. الحدود النموذجية هي ما بين $\pm 12°$ ($\pm 0.2g$). كما أُشير سابقًا، فإن ديناميكية الطائرة تم تبسيطها في هذا المثال لإعطاء فكرة عامة عن تصميم عُرى الطيار الآلي الداخلية والخارجية.

في الواقع العملي، يُستخدَم تمثيلاً كاملاً لديناميكية الطائرة بما في ذلك تأثيرات الازدواج المتقاطَع للانعراج والدحرجة لتأسيس تصميم الطائرة.

4.2.8 التحكُّم بالطيار الآلي المقترن بنظام الهبوط الآلي/نظام الهبوط الميكروويفي

ILS/MLS coupled autopilot control

1.4.2.8 أنظمة إرشاد الوصول Approach guidance systems

نظام الهبوط الآلي (ILS) هو نظام إرشاد الوصول يستند إلى الراديو، ويتم تركيبه في المطارات الكبرى وميادين الطيران التي يتجاوز فيها طول مَدْرَج الإقلاع والهبوط عن 1800 متر، التي تقدم إرشادًا في ظروف الرؤية الصعبة أثناء الوصول إلى المَدْرَج.

وهناك عدد من المطارات الكبرى أيضًا مجهَّزة الآن بنظام الهبوط الميكروويفي (MLS). نظام الهبوط الميكروويفي هو نظام أحدث وأدق كثيرًا يفوق في جميع سماته نظام الهبوط الآلي. مع ذلك، فإن نظام الهبوط الآلي هو النظام المستخدَم على نطاق واسع جدًا، وسيخدُم وقتًا طويلاً قبل استبداله بالكامل. ولهذا، سيتم دعمه والحفاظ عليه لسنوات عديدة قادمة.

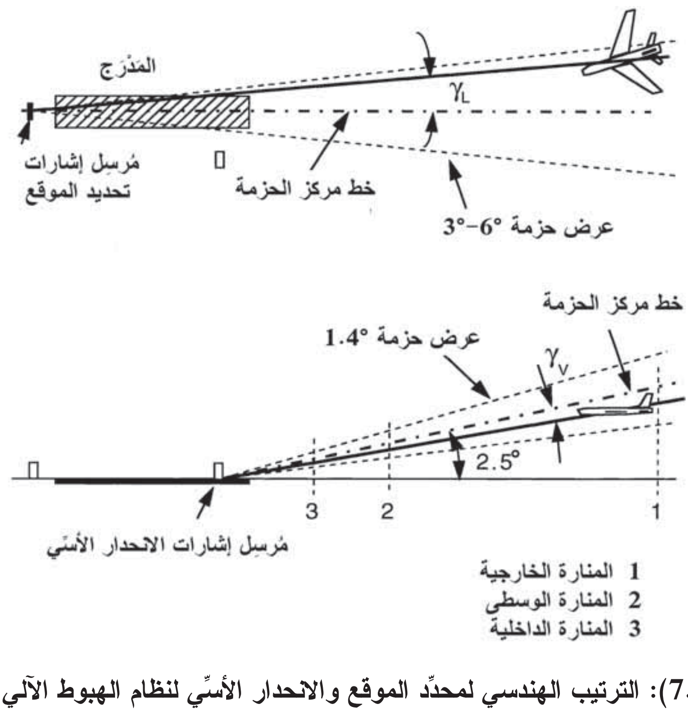
يجب ملاحظة أن ظهور "أنظمة التعزيز المستندة إلى الأقمار الصناعية" (satellite based augmentation systems (SBAS)) التي تستعمل تقنيات النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي التفاضلي (DGPS) ستكون قادرة على تقديم إرشاد دقيق وموثوق لخط الوصول في ظروف الرؤية من الفئة 2 (Cat 2). (ارجع إلى الفصل السادس، القسم 7.5.6). وهذه ستُستخدَم بشكل متزايد في المستقبل.

سنشرح لاحقًا في القسم 3.2.8 "نظام التعزيز المستند إلى المحطات الأرضية" (ground based augmentation system GBAS))، القادر على دعم عمليات الفئة 3 (Cat 3).

إشارات إرشاد الوصول إلى المَدْرَج من أجهزة استقبال نظام الهبوط الآلي (أو نظام الهبوط الميكروويفي) في الطائرة يمكن إقرانها بالطيار الآلي الذي يقوم عندئذ بالتوجيه الآلي للطائرة أثناء وصولها بحيث يمكن وضعها على طول خط

مركَز المَدْرَج وعند مسار النزول المحدد بواسطة حُزَم نظام الهبوط الآلي (أو نظام الهبوط الميكروويفي). عُرى التحكُّم بالطيار الآلي مشابهة في الأساس لازدواج نظام الهبوط الآلي أو نظام الهبوط الميكروويفي بصرف النظر عن بعض الشروط المسبقة للإشارات.

قيود المساحة لا تسمح بالشرح التفصيلي لأيٍّ من النظامين، وسنقوم فقط بالعرض الموجز جدًا لنظام الهبوط الآلي لأن هذا هو النظام المُستخدَم على نطاق واسع جدًا. يتكون نظام الهبوط الآلي أساسًا من مُرسِل إشارات تحديد الموقع (localizer transmitter) ومُرسِل إشارات الانحدار الأسِّي (glide slope transmitter) توضعان بجانب مَدْرَج المطار مع اثنتين أو ثلاث منارات راديويّة تقع عند مسافات محددة على طول خط الوصول إلى مَدْرَج المطار. وتتكون الأجهزة المحمولة في الطائرة من أجهزة استقبال وهوائيات للإشارات المرسَلة من محدِّد الموقع، والانحدار الأسِّي، والمنارات. الترتيب الهندسي لحُزِم محدِّد الموقع والانحدار الأسِّي موضح في الشكل (7.8).



الشكل (7.8): الترتيب الهندسي لمحدِّد الموقع والانحدار الأسِّي لنظام الهبوط الآلي.

الإشارات المرسَلة من محدِّد الموقع، عند الترددات العالية جدًا (VHF) (108 إلى 122 MHz)، تقدِّم معلومات للطائرة فيما إذا هي تطير إلى يسار أو إلى يمين خط مركَز المَدْرَج الواصلة إليه. مُخرَجات جهاز استقبال محدِّد الموقع تتناسب مع الانحراف الزاويّ، γ_L، للطائرة عن خط مركز حزمة محدِّد الموقع الذي بدوره يتوافق مع خط مركز المَدْرَج.

الإشارات المرسَلة من الانحدار الأسِّي (أو مسار الانحدار (glide path)) هي عند الترددات فوق العالية (UHF) (329.3 إلى 335 MHz) وتقدِّم معلومات للطائرة فيما إذا هي تطير أعلى أو أسفل مسار النزول المحدد بمقدار 2.5° اسميًا للمطار المعني. مُخرَجات جهاز استقبال الانحدار الأسِّي تتناسب مع الانحراف الزاويّ، γ_V، للطائرة عن مركز حزمة الانحدار الأسِّي، الذي بدوره يتوافق مع مسار النزول المفضّل. إشارة الإشارتين γ_L وγ_V تعتمد على ما إذا كانت الطائرة إلى يسار أو إلى يمين خط مركَز المَدْرَج، أو أعلى أو أسفل الانحدار الأسِّي المحدد).

الإشارات المرسَلة من المنارات الراديويّة هي عند 75 MHz. تقع المنارة الوسطى على مسافة ما بين 1,000 متر و2,000 متر من بداية المَدْرَج، وتقع المنارة الخارجية على مسافة ما بين 4,500 متر و7,500 متر من المنارة الوسطى. ويتم تركيب المنارة الداخلية فقط في المطارات المجهزة بنظام الهبوط الآلي المصادق عليها لمعايير معلومات الهبوط من الفئة III (Category III) وتقع على مسافة 350 متراً (1,000 قدم) من بداية المَدْرَج.

يجب ملاحظة أن نظام الهبوط الآلي لا يقدِّم معلومات إرشادية رأسية دقيقة بما يكفي حتى نزول الطائرة إلى أن تلامس الأرض.

حدود الارتفاع وظروف الرؤية التي يمكن فيها استخدام الطيار الآلي لتنفيذ الوصول إلى المَدْرَج بالاقتران مع الانحدار الأسِّي تعتمد على فئة الرؤية التي تمت بموجبها المصادقة على نظام الطيار الآلي للتشغيل، ومعيار التركيب الأرضي لنظام الهبوط الآلي، وتركيب إضاءة المَدْرَج، وإمكانية المطار لمراقبة الحركة المرورية للمَدْرَج.

ظروف الرؤية مقسَّمة إلى ثلاث فئات هي الفئة I، والفئة II، والفئة III، وذلك اعتمادًا على سقف الرؤية العمودية والمدى المرئي للمَدْرَج (runway visual range (RVR)). سيتم شرح هذه بتفصيل أكبر في القسم 5.2.8، ولكن باختصار فإن ظروف الرؤية تتردى كلما زاد عدد الفئة؛ حيث تتضمن "الفئة III" ظروف الرؤية المنعدمة. إمكانيات نظام الطيار الآلي المطلوبة من حيث الأمان والسلامة للتشغيل في فئات الرؤية هذه سيتم مناقشتها أيضًا في القسم 5.2.8.

الوصول الآلي المقترن بالانحدار الأسِّي يُسمح به نزولاً حتى ارتفاع 30 متراً (100 قدم) عن سطح الأرض، ولكن فقط إذا توفرت الشروط التالية:

1- هناك رؤية عمودية كافية عند ارتفاع 100 قدم بمدى مرئي للمَدْرَج على الأقل 400 متر يتمكن فيها الطيار من إنجاز هبوط آمن بالتحكُّم اليدوي (ظروف رؤية من الفئة III). هذا السقف الأدنى المسموح به للرؤية العمودية للبدء بالهبوط يُعرَف باسم "ارتفاع الحسم" (decision height (DH)).

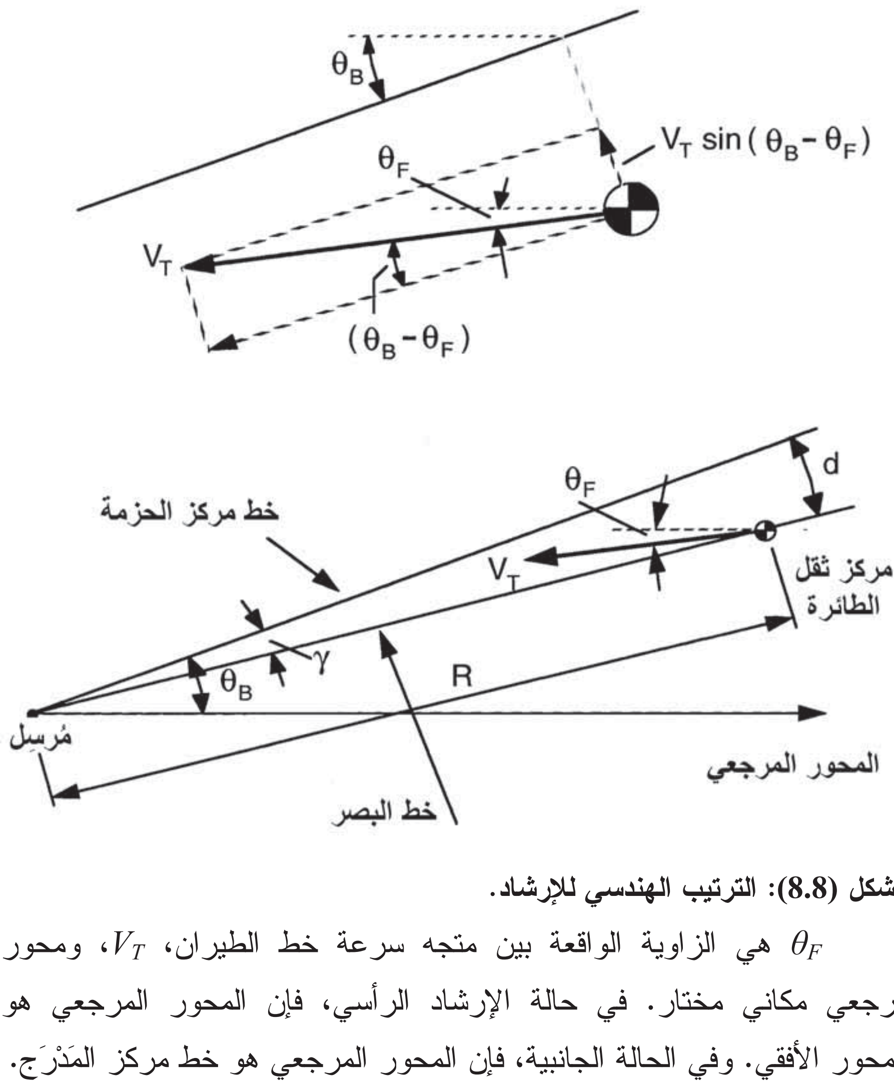
2- نظام الطيار الآلي مصادق عليه للتشغيل في الفئة II. سيتم شرح هذا بتفصيل أكبر في القسم 5.2.8، ولكن باختصار يتطلب نظام طيار آلي سلبي الفشل. وهذا من أجل أن يتمكن الطيار من تولي الأمر بسهولة في حال حدوث فشل في نظام الطيار الآلي.

وبهذا، عند الوصول إلى ارتفاع الحسم يقوم الطيار بتنفيذ الهبوط بالتحكُّم اليدوي أو الآلي. وبدلاً من ذلك، يمكن للطيار تنفيذ مناورة دائرية (go-around) إما لمحاولة الهبوط للمرة الثانية أو التحول إلى ميدان طيران/مطار بديل.

إن نظام طيار آلي ذو سلامة عالية جدًا مطلوب من أجل الهبوط الآلي الكامل أدنى ارتفاع حسم 100 قدم – ظروف الفئة III. سيتم تغطية هذا في القسم 5.2.8.

2.4.2.8 حركية خط الطيران Flight path kinematics

العلاقات الرياضية التي تربط بين متجه سرعة خط الطيران والانحرافات الزاويَّة للطائرة عن حزمة الإرشاد، أو "أخطاء الحزمة" (γ_V و γ_L) أساسًا هي نفسها للمستويات الجانبية والرأسية. سيتم اشتقاق هذه العلاقات أدناه لأنها أساسية لكل من عرى تحكُّم محدِّد الموقع والانحدار الأسِّي. والمعاملات الخاصة لكل عروة يمكن تعويضها بسهولة في الحالة العامة المبيَّنة في الشكل (8.8).



الشكل (8.8): الترتيب الهندسي للإرشاد.

θ_F هي الزاوية الواقعة بين متجه سرعة خط الطيران، V_T، ومحور مرجعي مكاني مختار. في حالة الإرشاد الرأسي، فإن المحور المرجعي هو المحور الأفقي. وفي الحالة الجانبية، فإن المحور المرجعي هو خط مركز المَدْرَج.

θ_B هي الزاوية الواقعة بين خط مركز حزمة الإرشاد والمحور المرجعي المختار. في الحالة الرأسية فإن $\theta_B = 2.5°$ اسميًا وفي الحالة الجانبية فإن $\theta_B = 0$.

من الشكل (8.8)، يمكن ملاحظة أن مُركِّبة متجه سرعة خط الطيران العمودية على خط البصر تساوي $V_T \sin(\theta_B - \theta_F)$، أيْ $U(\theta_B - \theta_F)$، حيث $V_T \approx U$ و $(\theta_B - \theta_F)$ هي زاوية صغيرة.

معدل دوران خط البصر بالتالي يساوي $U(\theta_B - \theta_F)/R$، حيث R مدى مَيْلان الطائرة (slant range) عن محطة الإرسال. ويتم تثبيت θ_B بحيث إن $\dot{\theta}_B = 0$. وبهذا فإن:

$$\dot{\gamma} = U(\theta_B - \theta_F)/R \tag{8.29}$$

$$\gamma = \int \frac{U}{R}(\theta_B - \theta_F)dt \tag{8.30}$$

خطأ الحزمة هو $\gamma = d/R$، حيث d إزاحة مركز ثقل الطائرة عن خط مركز الحزمة. وبهذا، كلما انخفضت R فإن الإزاحة المعطاة تؤدي إلى زيادة خطأ الحزمة. على سبيل المثال، الإزاحة 5 متر عند المدى 1,500 متر تعطي خطأ حزمة قدره 3.3 ميللي راديان، أيْ $0.2°$. وعند المدى 300 متر، فإن نفس الإزاحة تؤدي إلى خطأ حزمة قدره $1°$. حساسية الإرشاد بالتالي تزداد كلما انخفض المدى، كما هو ملاحظ أيضًا من المعادلة (8.30).

3.4.2.8 عروة ازدواج مُحدِّد الموقع لنظام الهبوط الآلي

ILS localizer coupling loop

عروة ازدواج مُحدِّد الموقع لنظام الهبوط للطيار الآلي مبيَّنة في الشكل (9.8). يجب ملاحظة أن عروة ازدواج نظام "الراديو الشامل المدى ذو التردد العالي جدًا" (VOR) مشابهة لها من حيث الأساس. مدى محدِّد الموقع لنظام الهبوط الآلي أقل بكثير، على أيّة حال، وهو عادة أقل من 24 كيلومتر مقارنة بحدود 150 كيلومتراً

لنظام VOR. وعروة التحكُّم بالاتجاه مشابهة لتلك المشروحة في القسم 3.2.8، وزاوية الاتجاه، ψ، يتم إسنادها نسبة إلى اتجاه خط مركز المَدْرَج.

حركية خط الطيران تم اشتقاقها في القسم السابق. بالرجوع إلى المعادلة (8.29) وتعويض القيم المناسبة للزاويتين θ_B و θ_F، أيْ أن $\theta_F = 0$ و $\theta_F = \psi$ و ψ، نجد أن:

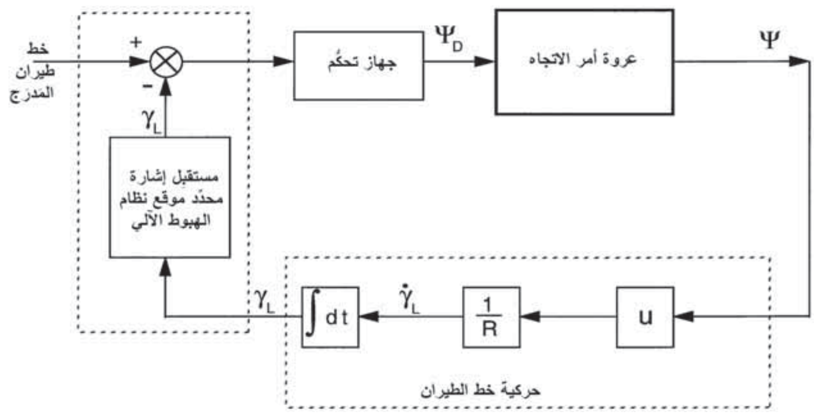
$$\dot{\gamma}_L = U\psi / R \tag{8.31}$$

$$\gamma = \int \frac{U}{R}\psi \, dt \tag{8.32}$$

هذه العلاقة مبيَّنة في الرسم التخطيطي في الشكل (9.8).

يمكن ملاحظة أن كسب العروة يزداد مع نقصان R ويصل إلى نقطة حيث تكون عندها العروة غير مستقرة. وبهذا، يتطلب جدولة الكسب مع المدى.

جهاز التحكُّم بمحدِّد الموقع في الطيار الآلي يقدِّم "تناسب زائدًا تكامل للتحكُّم بالخطأ"، وبشكل عام هو حد تقدم الطور. يجب ملاحظة أنه يتطلب إجراء ترشيح لإشارة خطأ الحزمة، γ_L، لإزالة مكوِّني التضمين 90 Hz و 150 Hz المتأصلين في نظام الهبوط الآلي، وبشكل خاص لتوهين الشوشرة الموجودة. وهذا الترشيح حتمًا سيؤدي إلى بعض التخلُّفات.



الشكل (9.8): عروة ازدواج محدِّد الموقع (ψ هي زاوية اتجاه الطائرة بالنسبة إلى اتجاه خط مركز المَدْرَج.

4.4.2.8 عروة ازدواج الانحدار الأسِّي لنظام الهبوط الآلي

ILS glide slope coupling loop

عروة ازدواج الانحدار الأسِّي لنظام الهبوط الآلي مبيَّنة في الشكل (10.8). عروة أمر وضع الانحدار التي تتحكم بميل متجه سرعة خط الطيران مشابهة لتلك المشروحة في القسم 2.2.8.

حركية خط الطيران تم اشتقاقها في القسم 2.4.2.8. الزاوية $\theta_F = (\theta - \alpha)$، حيث θ زاوية انحدار الطائرة و α زاوية السقوط.

بتعويض القيم المناسبة للزاويتين $\theta_B = 0.044$ rad $(2.5°)$ و $\theta_F = (\theta - \alpha)$، في المعادلة (8.29) نحصل على:

$$\dot{\gamma} = U(0.044 - \theta + \alpha)/R \qquad (8.33)$$

$$\gamma = \int \frac{U}{R}((0.044 - \theta + \alpha)dt \qquad (8.34)$$

وكما في حالة عروة ازدواج محدِّد الموقع، يزداد كسب العروة مع نقصان المدى، وفي النهاية يؤدي إلى عدم استقرار. وبهذا، يتطلب جدولة الكسب مع المدى.

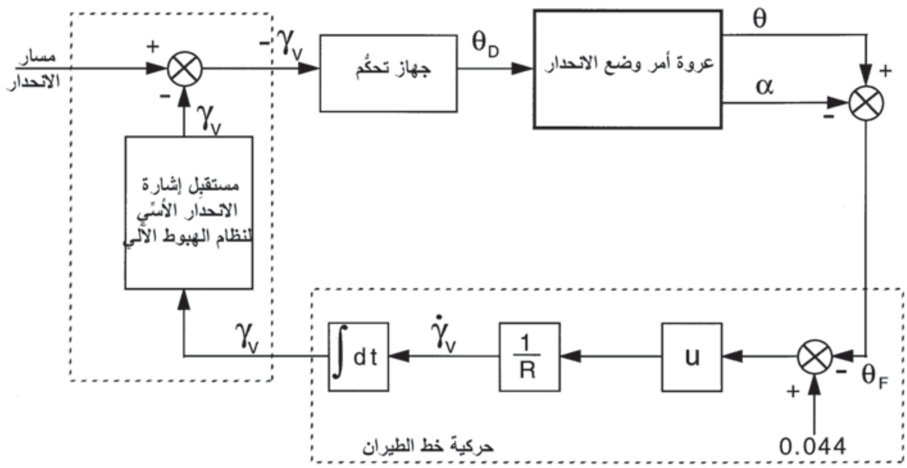
السرعة الجوية، U، يتم التحكُّم بها بواسطة نظام خنق آلي، كما سيتم شرحه لاحقًا في القسم 6.2.8، وستنخفض تدريجيًا أثناء الوصول وفقًا لجدول السرعة المحددة.

جهاز التحكُّم بالانحدار الأسِّي يتكون بشكل عام من تناسب زائدًا تكامل وحدود تحكُّم بتقدم الطور بدالة انتقال على الصورة:

$$K_C\left(1 + \frac{1}{T_1 D}\right)\left(\frac{1 + T_2 D}{1 + \frac{T_2}{n} D}\right)$$

حيث K_C الكسب القياسي للمتحكِّم، و T_1 الثابت الزمني لحد التكامل، و T_2 الثابت الزمني لحدود تقدم الطور، و n كسب تقدم الطور.

وكما في حالة عروة ازدواج محدِّد الموقع، ترشيح إشارة خطأ الحزمة، γ_V، يؤدي إلى تخلُّفات. والشوشرة الموجودة أيضًا تحدّ من كسب تقدم الطور، n.



الشكل (10.8): عروة ازدواج مسار الانحدار.

مزج الموضع المشتق بالقصور الذاتي ومعلومات السرعة من نظام الملاحة بالقصور الذاتي (إذا تم تركيبه) مع معلومات نظام الهبوط الآلي في نظام ترشيح متتام مناسب باستخدام مرشح كالْمان يمكن أن يحسِّن كثيرًا من جودة ديناميكية إشارات التحكُّم بخطأ الحزمة ويزيل الشوشرة فعليًا. أداء واستقرارية العروة بالتالي ستتحسن. كما يمكن أيضًا أن تؤدي إلى تنعيم الشوشرة المكانية وبعض "العُقَد" (kinks) في الحزمة.

5.2.8 الهبوط الآلي Automatic landing

1.5.2.8 المقدمة Introduction

قمنا في الأقسام السابقة بشرح مرحلة الوصول المقترَن آليًا للهبوط الآلي باستخدام إشارات الإرشاد من نظام الهبوط الآلي (أو نظام الهبوط الميكروويفي) في ظروف الرؤية من الفئة I أو الفئة II. والطيار، مع ذلك، يتولى أمر التحكُّم من الطيار الآلي عند الوصول إلى ارتفاع الحسم ويهبط بالطائرة بالتحكُّم اليدوي.

محاولة الهبوط بالطائرة بالتحكُّم اليدوي بارتفاع حسم أقل من 100 قدم، كما في ظروف الفئة II، إجراء صعب جدًا بسبب الافتقار إلى الإشارات المرئية المناسبة والإرباك الناتج الذي يمكن معاناته. هناك بديلين فقط لإنجاز هبوط آمن في مثل هذه الظروف:

أ- نظام هبوط آلي كامل فيه يتحكم الطيار الآلي بعملية الهبوط حتى ملامسة الأرض. ونظام طيار آلي عالي السلامة مطلوب بإمكانية البقاء من الفشل يتم توفيره عن طريق الوفرة بحيث أن احتمالية الفشل الكارثي هو أقل من 10^{-7} لكل ساعة. أنظمة الطيار الآلي عالية السلامة القادرة على إنجاز هبوط آلي كامل في ظروف الفئة III هي الآن في المرحلة النهائية من التطوير، وعدد كبير من الطائرات النفاثة المدنية التي يتم تشغيلها بواسطة شركات الطيران الكبرى حول العالم مجهزة الآن بمثل هذه الأنظمة.

ب- استعمال نظام رؤية محسَّن مع شاشة رأس مرتفع، كما شُرِح في الفصل السابع، باستخدام مستشعر راداري لطول موجي ميلليمتري في الطائرة لاشتقاق صورة اصطناعية للمَدْرَج. ويتم عرض ذلك على شاشة الرأس بالإضافة إلى بيانات الرحلة الأساسية، بما في ذلك متجه سرعة خط الطيران، ويقدِّم معلومات كافية للطيار للهبوط بالطائرة بأمان بالتحكُّم اليدوي.

إن تطوير أنظمة الهبوط الآلي قد أصبح نشاطًا عالميًا، بالعديد من المؤسسات وشركات الطيران، واشتراك المؤسسات البحثية والسلطات التنظيمية. ومن المناسب، على أيّة حال، أن نشير إلى الدور القيادي لمنظمات وشركات المملكة المتحدة في التطوير الابتدائي لأنظمة الهبوط العمياء الآلية عالية السلامة. لقد كان للمملكة المتحدة باعث اقتصادي مميَّزاً لتطوير أنظمة الهبوط الآلي بسبب تكرر الضباب وظروف الرؤية الصعبة، وخصوصًا في لندن، التي أدت إلى انحرافات متكررة. كان الإسهام الرئيسي الأول أُجرِي بواسطة الوحدة التجريبية للهبوط الأعمى (Blind

(Landing Experimental Unit (BLEU التابعة للمؤسسة الفضائية الجوية الملكية سابقًا (والآن جزء من وكالة الأبحاث الدفاعية للمملكة المتحدة UK (Defence Research Agency (DRA. تشكَّلت الوحدة التجريبية للهبوط الأعمى في عام 1946، وبحلول عام 1958 كانت قد طوَّرت النظام الذي شكَّل فيما بعد الأساس لجميع أنظمة الهبوط الآلي التي هي قيد التشغيل الآن. سيتم شرح نظام الوحدة التجريبية للهبوط الأعمى بإيجاز في القسم 3.5.2.8. والإسهام الأساسي الآخر كان صياغة متطلبات الأمان والمصادقة من قِبَل لجنة التسجيل الجوي Air (Registration Board حوالى عام 1960 وتوافق النظام ككل مع متطلبات الأمان والقوانين بما في ذلك أجهزة الإرشاد الأرضية وأجهزة المطار التي أُسِّست بواسطة هيئة الطيران المدني للمملكة المتحدة. والإسهام الرئيسي اللاحق تم من خلال التطوير الناجح والتصديق على نظامي هبوط آليين كاملين بواسطة الشركات البريطانية في أواخر الستينيات. نظام الطيار الآلي المستنسَخ المراقَب لطائرات الركاب VC10 كان قد طُوِّر من قِبَل شركة إليوت براذرز (لندن) المحدودة Elliott Brothers (London) Ltd.)، وهي الآن جزء من شركة BAE Systems Ltd.، ونظام الطيار الآلي الثلاثي طُوِّر لطائرات Trident III من قِبَل Smiths Industries Ltd. نظام الطيار الآلي لطائرات الركاب Trident III كان في الواقع أول «نظام هبوط آلي كامل يبقى من الفشل» تمّت المصادقة عليه للتشغيل في الفئة III في العالم، وتم التصريح له لارتفاع حسم 12 قدماً ومدى مرئي للمَدْرَج 100 متر. والإسهامات التي أُجرِيَت لتطوير أنظمة الهبوط الآلي خلال الستينيات من القرن الماضي بواسطة الشركات والمؤسسات في الولايات المتحدة وفرنسا ينبغي أيضًا تقديرها. كانت الجهود في كِلتا الدولتين آنذاك موجهة نحو تطوير أبسط أنظمة هبوط آلي سلبية الفشل. طائرات الركاب Sud Aviation SE 210 Caravelle في الواقع تمت المصادقة عليها للتشغيل في الفئة III بارتفاع حسم 50 قدماً في نفس الوقت تقريبًا الذي تم فيه المصادقة على Trident III. منهجيات التجربة والتصميم المطوَّرة على هذه الأنظمة الرائدة، مثل إدارة الوفرة وتقنيات مثل أنماط الفشل وتحليل التأثيرات، كانت ذات قيمة كبيرة في البرامج اللاحقة وقد انتشرت حول العالم.

ومن الجدير أيضًا ملاحظة أن الكثير من التقنيات المطوَّرة لأنظمة الطيار الآلي العالية السلامة قد وفرت القاعدة من أجل التطوير اللاحق لأنظمة التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك.

من المناسب عند هذه النقطة شرح فئات الرؤية بمزيد من التفاصيل وقدرات الطيار الآلي للتشغيل في هذه الفئات.

2.5.2.8 فئات الرؤية ومتطلبات الطيار الآلي

Visibility categories and autopilot requirements

كما شُرِح سابقًا، العاملان الأساسيان المستخدمان لتحديد فئة الرؤية هما ارتفاع الحسم، أيْ أدنى رؤية عمودية للبدء بالهبوط، والمدى المرئي للمَدْرَج. يبيِّن الجدول (2.8) فئات الرؤية المختلفة.

متطلبات الأمان والسلامة ليكون نظام الطيار الآلي مؤهلاً للتشغيل في فئات الرؤية المختلفة وقيود تشغيله مبيَّنة في الجدول (3.8). ونظام إرشاد خط الطيران ينبغي أن يلبي أيضًا معايير ودقة الفئة المناسبة. على سبيل المثال، نظام الهبوط الآلي من الفئة III يجب أن يقدِّم إرشادًا دقيقًا بمسار الانحدار نزولاً حتى ارتفاع 100 قدم فوق سطح الأرض.

الجدول (2.8): فئات الرؤية

الفئة	سقف الرؤية الأدنى	المدى المرئي للمَدْرَج
I	200 قدم	800 متر
II	100 قدم	400 متر
IIIa	12–35 قدماً اعتمادًا على نوع وحجم الطائرة	100–300 متر
IIIb	12 قدماً	أقل من 100 متر
IIIc	0 قدم	0 متر

الجدول (3.8): متطلبات الأمان والسلامة

الفئة	متطلبات الطيار الآلي والقيود التشغيلية
I	مقبول نظام طيار آلي بسيط. يتولى الطيار أمر الهبوط عند ارتفاع حسم 200 قدم.
II	مطلوب نظام طيار آلي سلبي الفشل. يتولى الطيار أمر الهبوط عند ارتفاع حسم 100 قدم.
IIIa	نظام هبوط آلي كامل بتمدد آلي (automatic flare). مطلوب نظام طيار آلي يبقى من الفشل باحتمالية فشل كارثي أقل من 10^{-7} لكل ساعة. يتولى الطيار أمر التحكُّم عند ملامسة الأرض.
IIIb	مثل IIIa فيما يتعلق بقدرة نظام الطيار الآلي ومتطلبات الأمان والسلامة، ولكن مع دمج مستوى تحكُّم آلي بعد ملامسة الأرض. مطلوب نظام إرشاد للمَدْرَج. يتولى الطيار أمر التحكُّم عند مسافة ما على طول المَدْرَج.
IIIc	مثل IIIb فيما يتعلق بقدرة نظام الطيار الآلي ومتطلبات الأمان والسلامة، ولكن مع دمج مستوى تحكُّم آلي للتدرج (taxi-ing). مطلوب نظام إرشاد للمَدْرَج إلى نقطة التدرج (taxi). لا توجد هناك بعد مصادقة على تشغيل الفئة IIIc.

3.5.2.8 نظام الهبوط الآلي للوحدة التجريبية للهبوط الأعمى

The BLEU automatic landing system

نظام الهبوط الآلي للوحدة التجريبية للهبوط الأعمى موضح في الشكل (11.8) وينقسم إلى أربع مراحل، بدءًا من الوصول إلى المنارة الراديويّة الخارجية، حوالى 800 متر من البداية. هذه المراحل مشروحة بإيجاز فيما يلي.

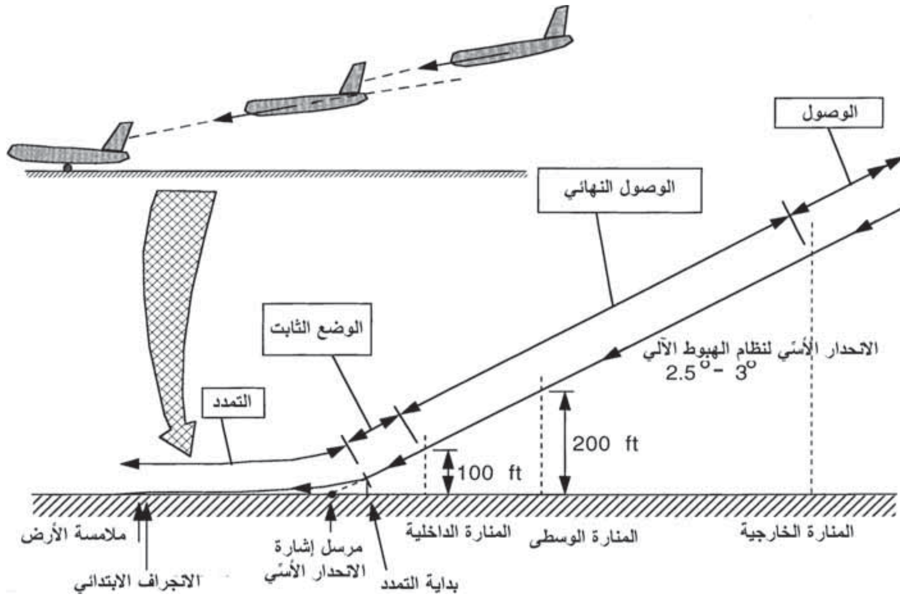
1- **الوصول النهائي:** هذه المرحلة تشمل الوصول من المنارة الخارجية إلى المنارة الداخلية. عند المنارة الداخلية، خط طيران الطائرة يجب أن

يصطف مع مسار الانحدار المحدد عند ارتفاع 100 قدم فوق سطح الأرض، وأيضًا أن يصطف مع خط مركز المَدْرَج. خلال هذه المرحلة، يتحكَّم الطيار الآلي بخط طيران الطائرة باستخدام إشارات الإرشاد القادمة من نظام الهبوط الآلي. ارتفاع الطائرة فوق سطح الأرض يقاس بواسطة مقاييس ارتفاع راديويّة دقيقة جدًا.

2- **الوضع الثابت:** إشارات الإرشاد القادمة من نظام الهبوط الآلي يتم فصلها عن الطيار الآلي عندما تصل الطائرة إلى ارتفاع 100 قدم فوق سطح الأرض. يقوم الطيار الآلي بعد ذلك بالتحكُّم بالطائرة للحفاظ على وضع الانحدار والاتجاه عند قيم يتم إعدادها أثناء الوصول حتى بلوغ الارتفاع الذي عنده يتم بدء تشغيل نظام التمدد (flare).

3- **التمدد:** وضع انحدار الطائرة يتم التحكُّم به بواسطة التغذية الخلفية للارتفاع المشتق من مقياس الارتفاع الراديويّ لتوليد مسار تمدد أسِّي. يتم بدء تشغيل نظام التمدد عند ارتفاع حوالى 50 قدماً حيث تكون الطائرة عنده فوق أو قريبة جدًا من بداية المَدْرَج. يتم الدوران بالطائرة تدريجيًا في انحدار أثناء التمدد بحيث تتغير زاوية خط الطيران من القيمة $-2.5°$ إلى $-3°$ عند بدء التمدد إلى القيمة الموجبة المحدَّدة لملامسة الأرض. ويتم خفض السرعة الرأسية عادة من حوالى 100 قدم/ث عند بدء مناورة التمدد إلى حوالى 1 إلى 2 قدم/ث عند ملامسة الأرض.

4- **الانجراف الابتدائي (kick-off drift):** قبل ملامسة الأرض مباشرة يتم بدء مناورة الانجراف الابتدائي من خلال التحكُّم بالدفة بحيث يتم دوران الطائرة حول محول الانعراج لجعلها تصطف مع المَدْرَج. وهذا يضمن بأن تكون عجلات الهبوط موازية لخط مركز المَدْرَج بحيث لا تكون هناك سرعة انزلاق جانبي يتم معاناتها بواسطة العجلات عندما ملامسة المَدْرَج.



الشكل (11.8): نظام الهبوط الآلي للوحدة التجريبية للهبوط الأعمى.

4.5.2.8 التحكُّم الآلي بالتمدد Automatic flare control

لقد شرحنا للتو مراحل الهبوط الآلي. عُرى التحكم الآلي لوضع الانحدار والتحكُّم بالاتجاه أثناء مرحلة «الوضع الثابت» قمنا بشرحها سابقًا. والتحكُّم الآلي بالتمدد، على أيّة حال، يستحق المزيد من الشرح.

القوانين الرياضية التي تصف مناورة التمدد الأسِّي هي:

$$\dot{H} = -KH \qquad (8.35)$$

حيث H ارتفاع الطائرة فوق سطح الأرض و K ثابت.

حل المعادلة (8.35) هو:

$$H = H_0 e^{-t/T} \qquad (8.36)$$

حيث H_0 ارتفاع الطائرة فوق سطح الأرض عند بدء مناورة التمدد، و T ثابت زمني، و $1/K$ ثابت. (يقاس الزمن t من بداية المناورة). مُركِّبة السرعة الأفقية

للطائرة فعليًا تساوي U لأن زاوية خط الطيران هي زاوية صغيرة. بافتراض أن U ثابتة، فإن المسار بالتالي سيكون أُسِّيًا.

قانون التحكُّم المستخدَم للتمدد الآلي هو:

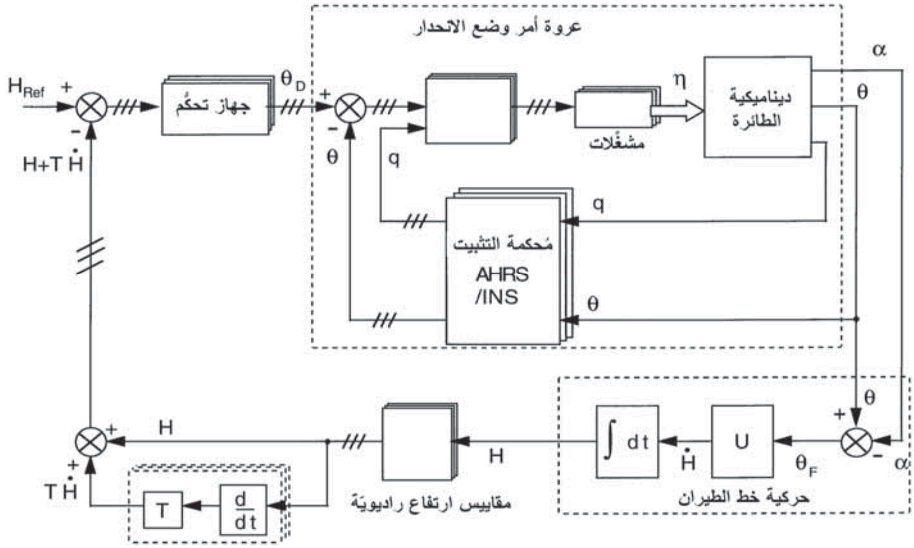
$$H + T\dot{H} = H_{REF} \qquad (8.37)$$

H_{REF} هو ارتفاع سالب صغير، أو انحياز، مما يؤكد أنه لا تزال هناك سرعة نحو الأسفل عند ملامسة الأرض. وهذا يمنع "الذيل" الأسِّي الطويل من الوصول إلى سرعة الصفر، ويتيح تحقيق تلامس بالأرض معقول وبالغ الدقة.

وكما أُشير سابقًا، يتم تشغيل نظام التمدد الآلي عند ارتفاع حوالى 50 قدماً حيث تكون الطائرة عنده فوق أو قريبة جدًا من بداية المَدْرَج بحيث يقوم مقياس الارتفاع الراديويّ بقياس ارتفاع الطائرة فوق المَدْرَج. وتُستخدَم مقاييس ارتفاع منخفضة المدى لضمان الدقة. واعتبارات الأمان والسلامة بشكل عام تفرض إعدادات ثلاثية أو حتى رباعية لمقاييس ارتفاع راديويّة مستقلة تمامًا (.rad.alt).

الرسم التخطيطي لعروة التحكُّم بالتمدد الآلي موضح في الشكل (12.8) الذي يشير أيضًا إلى الوفرة الضرورية لتلبية متطلبات الأمان والسلامة في نظام هبوط آلي.

استجابة قانون التحكُّم المطلوبة يمكن الحصول عليها بالتغذية الخلفية لمعدل تغيُّر الارتفاع المقاس بشكل مناسب بواسطة الثابت الزمني المطلوب، أيْ $T\dot{H}$، إلى جانب الارتفاع المقاس بواسطة .rad.alt. وهذا لأن استجابة نظام العروة المغلقة تقترب من عكس دالة انتقال مسار التغذية الخلفية إذا كان كسب العروة الأمامية عاليًا بما فيه الكفاية. استجابة ارتفاع الطائرة بالتالي تقترب من تلك لنظام بسيط من الدرجة الأولى بدالة انتقال $1/(1+TD)$ عند الترددات المنخفضة حيث يكون كسب العروة الأمامية عاليًا.



الشكل (12.8): عروة التحكُّم بالتمدد الآلي.

حد التغذية الخلفية $\dot{H}$ يمكن اشتقاقه بتفاضل مُخرَجات .rad.alt المنعَّمة بشكل مناسب. يتطلب مرشح لتنعيم الشوشرة الموجودة على مُخرَجات .rad.alt وعملية التفاضل تقوم بتكبير أيّ مُركِّبات للشوشرة ذات التردد العالي الموجودة. إشارة $\dot{H}$ التي يتم الحصول عليها بهذه الطريقة بالتالي لها تخلُّفات موجودة في استجابتها بسبب مرشحات التنعيم المطلوبة.

المصدر البديل والأفضل لـــ $\dot{H}$ يمكن اشتقاقه من مزج القصور الذاتي للسرعة الرأسية المشتقة من نظام الملاحة بالقصور الذاتي. وهذا يفترِض أن هناك وفرة مناسبة، على سبيل المثال تركيب ثلاثي لنظام ملاحة بالقصور الذاتي. يتيح مزج القصور الذاتي الحصول على مُخرَجات $\dot{H}$ باستجابة ديناميكية ممتازة ومحتوى شوشرة منخفض كما شُرِح سابقًا في الفصل السادس.

عروة التمدد الآلي هي نظام عالي الدرجة؛ وبصرف النظر عن التخلُّفات الموجودة في إشارات .rad.alt المرشَّحة فإن هناك التخلُّفات الموجودة في عروة أمر استجابة وضع الانحدار. هذه العروة تتحكَّم بـــ $\dot{H}$ واستجابتها أبطأ بكثير عند السرعات المنخفضة أثناء الوصول.

ويُستخدَم حد التحكُّم "تناسبي" زائدًا "تكاملي" في جهاز التحكُّم لضمان الدقة، ويتم عادة توفير تقدُّم طور معيَّن للتعويض عن التخلُّفات في العروة، وبالتالي لتحسين استقرارية وتضاؤل العروة.

سرعة الوصول هي عادة حوالى 65 متر/ث (130 عقدة) وبهذا تكون السرعة الرأسية عند بداية التمدد حوالى $65 \sin 2.5°$، أيْ 2.84 متر/ث أو 9.3 قدم/ث. الثابت الزمني للتمدد هو عادة حوالى 5 ثوانٍ، وبهذا تنخفض السرعة الرأسية أُسِّيًا من حوالى 2.84 متر/ث عند بداية التمدد إلى حوالى 0.6 متر/ث عند ملامسة الأرض. الزمن المقابل لملامسة الأرض هو حوالى 7.7 ثانية. وبهذا، بافتراض أن سرعة الوصول تظل ثابتة فإن نقطة ملامسة الأرض ستكون حوالى 500 متر عن بداية المَدْرَج.

6.2.8 أنظمة إرشاد الهبوط بالأقمار الصناعية

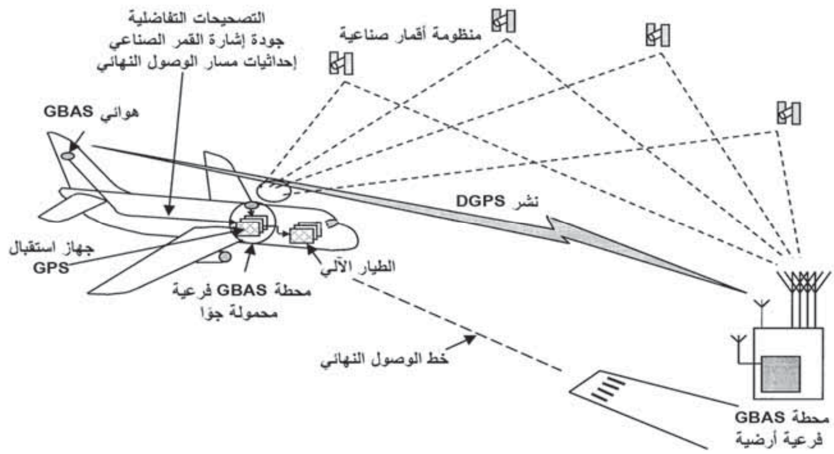
Satellite landing guidance systems

دقة الموضع الملاحي 1 متر التي يمكن تحقيقها بتقنية GPS تفاضلي يتم استغلالها في الولايات المتحدة لإرشاد الهبوط بنظام يسمى نظام التعزيز المستند إلى المحطات الأرضية (GBAS). وعند تركيب نظام التعزيز المستند إلى المحطات الأرضية على الطائرة فإنه سيكون قادرًا على توفير السلامة العالية والإرشاد الدقيق الضروريات للهبوط في ظروف الروية من الفئة 3. والأجهزة هي أبسط وأرخص للتركيب والصيانة من نظام الهبوط الآلي (ILS) أو نظام الهبوط الميكروويفي (MLS)، وبهذا فإن تكاليف تشغيل دورة حياة نظام GBAS هي أجزاء كسرية من الأنظمة الأخرى. لهذا فهو مقترح جذاب للعديد من المطارات الصغيرة التي لم تُجهَّز بنظام ILS أو MLS.

وهو أيضًا نظام مرن. على سبيل المثال، مسار الوصول النهائي لا ينبغي أن يكون محدوداً على وصول ذي خط مستقيم، ولكن يمكن أن يكون منحنياً أو درَجياً، أفقياً أو رأسياً.

يبيِّن الشكل (13.8) نظام التعزيز المستند إلى المحطات الأرضية. وهو يتكون بشكل أساسي من عدة أجهزة استقبال GPS متصلة إلى محطة أساسية في غرفة أجهزة. تقوم المحطة الأساسية بمعالجة القياسات القادمة من أجهزة استقبال GPS، وتقوم بتعيين التصحيحات التفاضلية (كما شُرِح في الفصل السادس، القسم 6.5.6)، وتقدر جودتها، وتنشر هذه المعلومات إلى الطائرات المجاورة. أضف إلى ذلك، يتم إرسال إحداثيات مسارات الوصول النهائي إلى الطائرات.

قوانين التحكُّم الممارَسة بواسطة الطيار الآلي أثناء الهبوط الآلي هي في الأساس متشابهة سواءً أكان الإرشاد بواسطة نظام الهبوط الآلي أو نظام الهبوط الميكروويفي أو نظام التعزيز المستند إلى المحطات الأرضية. وحركية خط الطيران لاصطفاف خط طيران الطائرة مع خط الطيران المأمور هي نفسها سواءً تم تحديد هذا بواسطة الحزمة الراديويّة/الميكروويفية أو بنظام التعزيز المستند إلى المحطات الأرضية (ارجع إلى القسم 2.4.2.8).



الشكل (13.8): نظام إرشاد الهبوط بنظام التعزيز المستند إلى المحطات الأرضية (GBAS).

الإشارات القادمة من نظام التعزيز المستند إلى المحطات الأرضية يتم تكييفها لتقدِّم إرشادًا "مشابهًا تمامًا لنظام الهبوط الآلي" لشاشات الطيار من حيث حساسيتها. وهذا لزيادة قابلية الطيار والعامل.

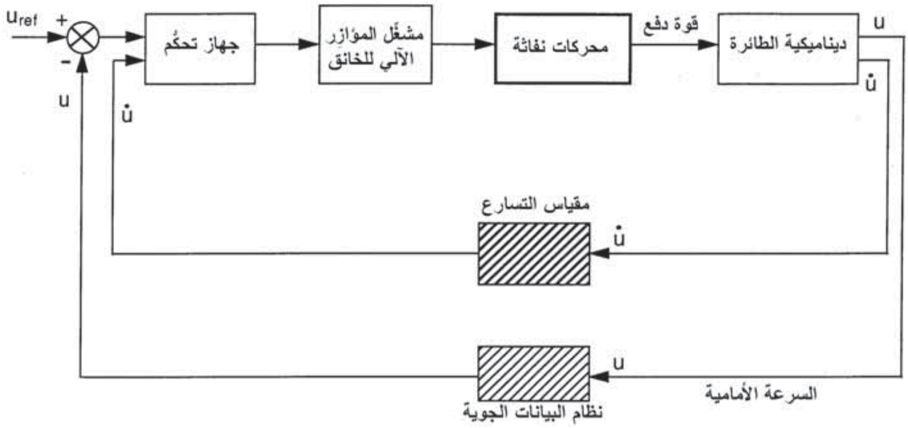
ويتم إجراء شرط اختياري في نظام التعزيز المستند إلى المحطات الأرضية من أجل توفير مدى إشارات إضافية بواسطة أجهزة إرسال أرضية تسمى "أقمار صناعية كاذبة" (pseudolites) التي يمكن تركيبها لتلبِّي متطلبات التوافر العالية.

7.2.8 التحكُّم بالسرعة وأنظمة الخانق الآلي

Speed control and auto-throttle systems

التحكُّم بسرعة الطائرة ضروري للعديد من المهام المتعلقة بالتحكُّم بخط طيران الطائرة، على سبيل المثال موضع الطائرة بالنسبة إلى نقطة مرجعية معيَّنة.

يتم التحكُّم بسرعة الطائرة من خلال تغيير قوة دفع المحرك بتعديل كمية الوقود المتدفق إلى المحركات بواسطة خوانق المحركات. ويمكن الحصول على تحكُّم آلي للسرعة الجوية للطائرة عن طريق نظام تحكم العروة المغلقة، الذي بواسطته يُستخدَم خطأ السرعة الجوية المقاسة للتحكُّم بمشغِّلات المؤازِر الآلي للخانق الذي يقوم بتشغيل خوانق المحركات. قوة دفع المحرك بالتالي تزداد أو تنخفض آليًّا لتجعل خطأ السرعة الجوية قريبة من الصفر وخفض انحرافات الخطأ الناشئة عن الاضطرابات. يبيِّن الشكل (14.8) رسماً تخطيطياً لنظام نموذجي للتحكُّم بالسرعة الجوية.



الشكل (14.8): نظام التحكُّم بالسرعة الجوية.

في أيّ نظام عروة مغلقة، تقوم التخلُّفات في كل عنصر منفرد في العروة والناشئة عن عمليات حفظ الطاقة (مثلاً تسارعات القصور الذاتي) ببذل تأثير غير استقراري وتقييد كسب العروة، ومن ثم أداء نظام التحكُّم الآلي. في السلوك الديناميكي للمحركات على مدى ظروف الرحلة، يجب أن يؤخذ في الاعتبار استجابة مشغِّل الخانق وديناميكية الطائرة عند تصميم نظام التحكُّم بالسرعة. استجابة دفع المحرك النفاث لحركة زاوية الخانق ليست لحظية وتقترب من تلك لمرشح من الدرجة الأولى بثابت زمني يتراوح عادة ما بين 0.3 إلى 1.5 ثانية، اعتمادًا على إعدادات قوة الدفع وظروف الرحلة. وواضح أن التخلُّف في استجابة مشغِّل المؤازِر الآلي للخانق يجب أن يكون صغيرًا مقارنة باستجابة المحرك النفاث. وديناميكية الطائرة تعمل على إدخال تخلُّفات إضافية لأن التغير في قوة الدفع يؤدي إلى تسارع (أو تباطؤ) بحيث يتأصل تكامل في عملية تغيير السرعة الجوية. واشتقاق السرعة الجوية من نظام البيانات الجوية يمكن أيضًا أن يتضمن تخلُّفًا.

معدل تغيُّر السرعة الأمامية، $\dot{U}$، المشتق من مقياس التسارع المركَّب على الجسم بمحور إدخاله مصطفًا مع المحور الأمامي للطائرة، يمكن أن يقدِّم حد استقرار مناسب لعروة التحكُّم. (حد $\dot{U}$ يمكن أيضًا تزويده بنظام مرجعي للوضع والاتجاه/نظام ملاحة بالقصور الذاتي مُحكَم التثبيت). يتم عادة تقديم تحكُّم الخطأ تناسب زائدًا تكامل لإلغاء الحالة المستقرة لأخطاء السرعة الجوية.

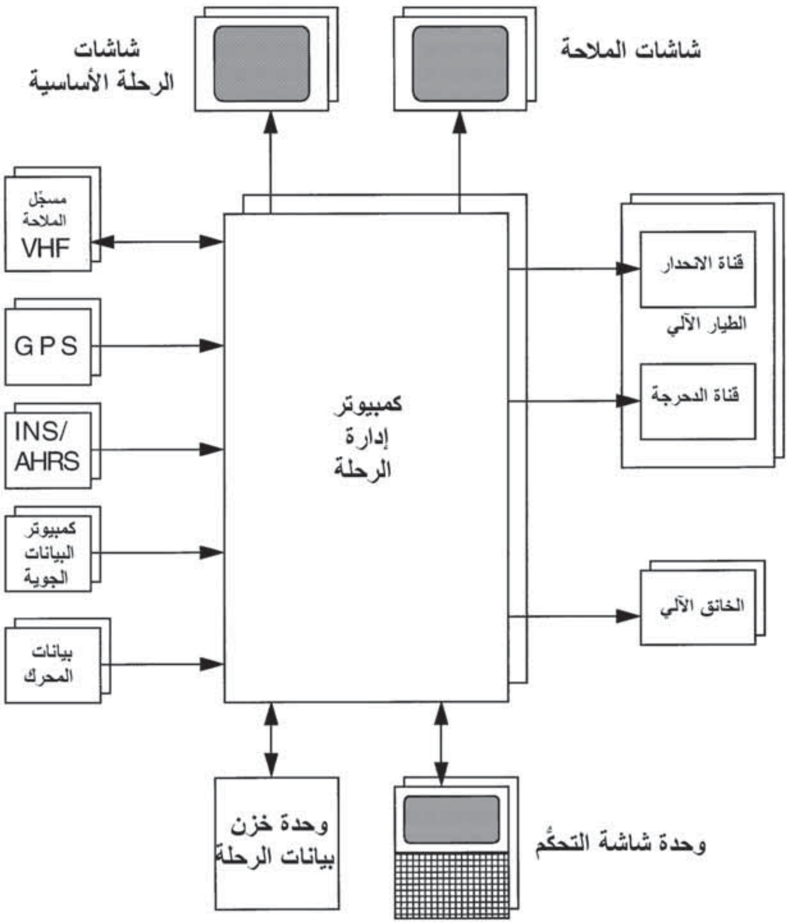
يُستخدَم بشكل عام إعداد ثنائي بحيث تفشل الأنظمة سلبيًا. ويتم فصل القبض (de-clutch) لمشغِّل الخانق في حال حدوث فشل، ويقوم الطيار بعد ذلك بتولي أمر التحكُّم بخوانق المحرك.

3.8 أنظمة إدارة الرحلة Flight management systems

1.3.8 المقدمة Introduction

لقد أصبح نظام إدارة الرحلة أحد أنظمة إلكترونيات الطيران الهامة بسبب الخفض الكبير في أعباء عمل الطيار التي تتحقق من خلال استخدامها. في حالة

الطائرات العسكرية، فقد أتاح هذا النظام تشغيل طاقم واحد لطائرات القصف المتقدمة مثل المقاتلات Lockheed F117A Stealth Fighter. الرسم التخطيطي الكامل لنظام إدارة الرحلة مبيَّن في الشكل (15.8).



الشكل (15.8): رسم تخطيطي لنظام إدارة الرحلة.

وتجدر الإشارة إلى أنه على الرغم من أن أنظمة إدارة الرحلة تُستخدَم على نطاق واسع جدًا، تتفاوت من الأنظمة الأساسية نسبيًا في الطائرات الشخصية الصغيرة إلى الأنظمة الشاملة في الطائرات النفاثة الكبيرة الطويلة المدى، إلا أنها مع ذلك تطوير حديث تمامًا. وفي الواقع، أصبحت هذه الأنظمة تُركَّب على نحو

واسع في منتصف الثمانينيات من القرن الماضي. وهناك عدد من العوامل أدت إلى تركيبها وهي:

- **المنافع الاقتصادية القياسية** – توفير الملاحة الآلية وإرشاد خط الطيران لتحسين أداء الطائرة ومن ثم خفض تكليف الطيران.
- **الحركة الجوية** – نمو كثافة الحركة الجوية، وبالتالي المزيد من المتطلبات الصارمة لسلطات مراقبة الحركة الجوية، وعلى وجه الخصوص أهمية الملاحة الرباعية الأبعاد.
- **مصادر الملاحة الدقيقة** – توافر مصادر الملاحة الدقيقة. على سبيل المثال، أنظمة GPS/INS، OMEGA المجمَّعة مع أنظمة المِلاحة الراديويّة المُعِينَة، مثلاً VOR، DME، VORTAC، TACAN، وأنظمة الهبوط الآلي وأنظمة الهبوط الميكروويفي المُعِينَة للوصول والهبوط.
- **حساب القدرة** – توافر ورخص ثمن أنظمة الحوسبة الفاعلة جدًا والموثوقة مع التطور التدريجي للمعالِجات الدقيقة والتكاليف المنخفضة لنمائط الذاكرة ذات الحالة الصلبة القادرة على خزن كميات كبيرة جدًا من البيانات.
- **أنظمة نقل البيانات** – القدرة على الربط البيني بين مختلف الأنظمة الثانوية التي تقوم بتقديم البيانات إلى نظام إدارة الرحلة بواسطة نظام نقل بيانات فعال.

ويقوم نظام إدارة الرحلة بإنجاز المهام التالية:

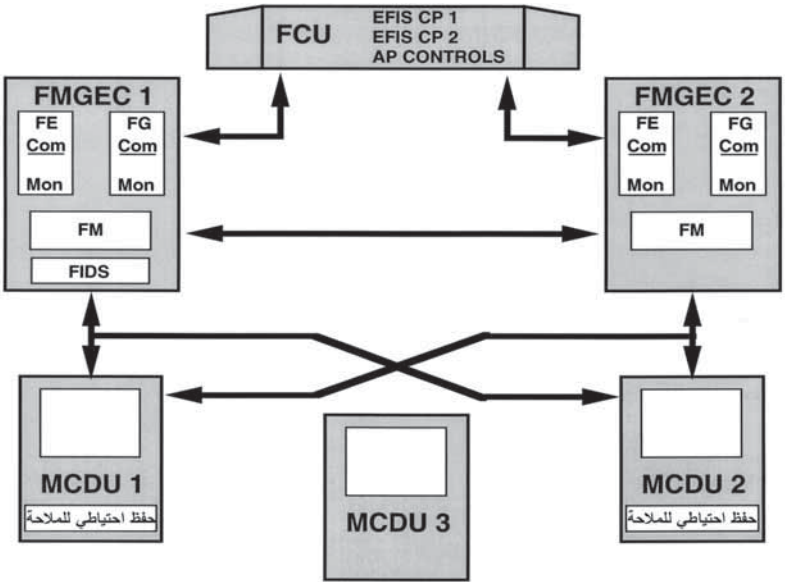
1- تقديم الإرشاد للرحلة والتحكم الراسي والجانبي لخط طيران الطائرة.

2- مراقبة مخطط حدود طيران الطائرة وحوسبة السرعة المثلى لكل مرحلة من مراحل الطيران، وضمان أن هوامش السلامة يتم الحفاظ عليها بالنسبة إلى السرعتين الدنيا والقصوى على مدى مخطط حدود طيران الطائرة.

3- التحكُّم الآلي بقوة دفع المحرك للتحكم بسرعة الطائرة.

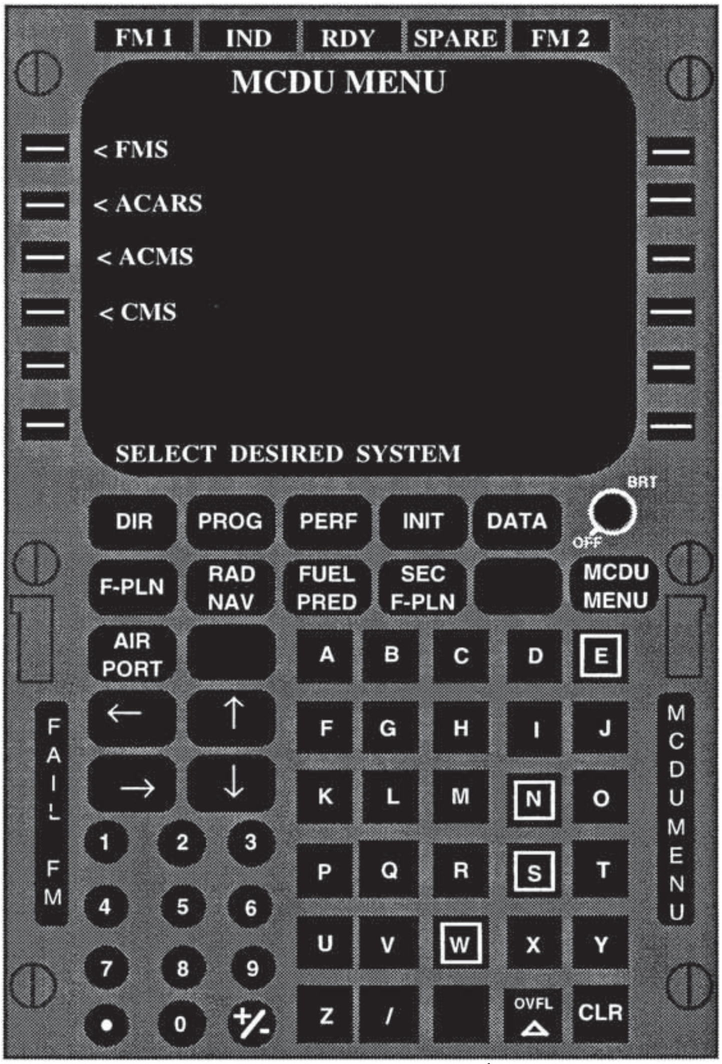
بالإضافة إلى ذلك، يلعب نظام إدارة الرحلة دورًا رئيسيًا في مهام تخطيط الرحلة، ويقدِّم إعانة كمبيوترية لتخطيط الرحلة للطيار، ويتيح إجراء مراجَعات أساسية لخطة الرحلة أثناء الطيران، إذا تطلب الأمر، وذلك للتعامل مع التغيُّرات في الظروف الطارئة.

بنيَة نظام إدارة الرحلة للطائرات الحديثة موضحة في الشكل (16.8)، الذي يبيِّن نظام إدارة الرحلة لطائرات الإيرباص A330/340. بالرجوع إلى الشكل (16.8)، نلاحظ أن كمبيوتر إرشاد إدارة الرحلة ومخطط حدود الطيران (flight management guidance and envelope computer (FMGEC)) يأخذ البيانات والتوجيهات من وحدات شاشة التحكُّم المتعددة الوظائف، ويقوم بعرض معلومات نصية على وحدات شاشة التحكُّم المتعددة الأغراض (multi-purpose control display units (MCDU)). ويسمح ناقل/بنية الوفرة بفشل أحد أو كِلا كمبيوتري إرشاد إدارة الرحلة ومخطط حدود الطيران، أو فشل وحدة واحدة من وحدات شاشة التحكُّم المتعددة الأغراض – هناك ثلاث وحدات من شاشات التحكُّم المتعددة الأغراض في خِزانة الأجهزة المركزية.



الشكل (16.8): رسم تخطيطي لنظام إدارة الرحلة.

يبيِّن الشكل (17.8) وحدة نموذجية لشاشة التحكُّم المتعددة الأغراض. هذه الوحدة تتميز بعرض ملوَّن للمعلومات النصية مع توجيهات الطيار وإدخال البيانات بواسطة مفاتيح. ويمكن للشاشة أن تعرض 14 سطرًا من 24 حرفاً (حروف علوية، وبحجمين) مع إضاءة لفت الانتباه على النصوص. ويتم اختيار قوائم متعددة المستوى بواسطة مفاتيح في الجزء الجانبي من الشاشة مع قيام الشاشة بالعرض الجاهز للخيارات.



الشكل (17.8): وحدة شاشة التحكُّم المتعددة الأغراض (بترخيص من شركة إيرباص).

2.3.8 تخطيط الرحلة Flight planning

يحتوي نظام إدارة الرحلة على قاعدة بيانات لما يلي:

- **أنظمة الملاحة الراديويَّة المُعِينة (radio navaids)** – وهي VOR، DME، VORTAC، TACAN، منارة الإرشاد غير الاتجاهية (non-directional beacon (NDB))، الهويَّة المتضمَّنة، خط العرض/خط الطول، الارتفاع, التردد، التغيُّر المغناطيسي، الرتبة، رقم استحقاق الخط الجوي.
- **نقاط الطريق (waypoints)** – عادة منارات الإرشاد.
- **الخطوط الجوية (airways)** – الرمز المُعرِّف، الرقم التسلسلي، نقاط الطريق، المسار المغناطيسي.
- **المطارات (airports)** – الرمز المُعرِّف، خط العرض، وخط الطول، العلو، المطار البديل.
- **المدارِج (runways)** – الطول، الاتجاه، العلو، خط العرض، خط الطول.
- **إجراءات المطار (airport procedures)** – شفرة المنظمة الدولية للطيران المدني (International Civil Aviation Organization (ICAO))، النوع، وثيقة الانطلاق المعيارية (standard instrument departure (SID))، مسار الوصول المعياري (standard arrival route (STAR))، نظام الهبوط الآلي، النزول الجانبي.
- **مسارات الشركة (company routes)** – المطار الأصلي، مطار الوجهة النهائية، رقم المسار، أوضاع التطواف، مؤشر التكلفة.

يتم تحديث قاعدة بيانات الملاحة كل 28 يوماً، وفقًا لدورة قانون وتحكُّم معلومات الطيران للمنظمة الدولية للطيران المدني (ICAO AiRAC)، ويتم خزنها في ذاكرة لامتلاشية. ويتم تحميل القرص المرن لاكتساب وتحديث

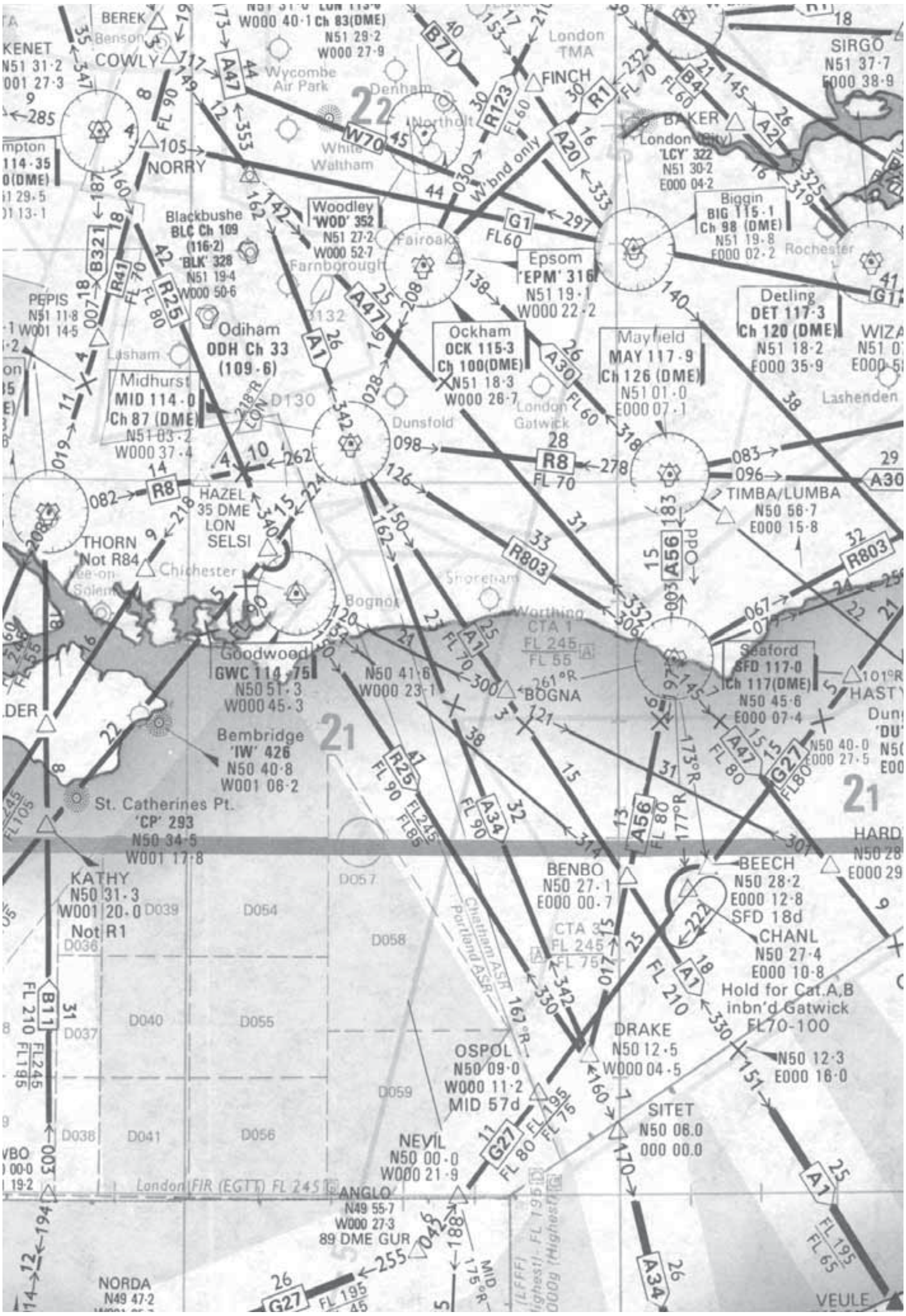
البيانات. وواضح أنه من الضروري الحفاظ على حداثة وجودة قاعدة البيانات، والشخص العامل هو المسؤول عن تفاصيل محتويات قاعدة البيانات، التي هي بصيغة ARINC 424.

يوضح الشكل (18.8) قطاعاً من مسار نموذجي لطائرة ركاب، كما يبيِّن المحتوى المعلوماتي. وهذا يمكن عرضه على سطح شاشة متعددة الوظائف.

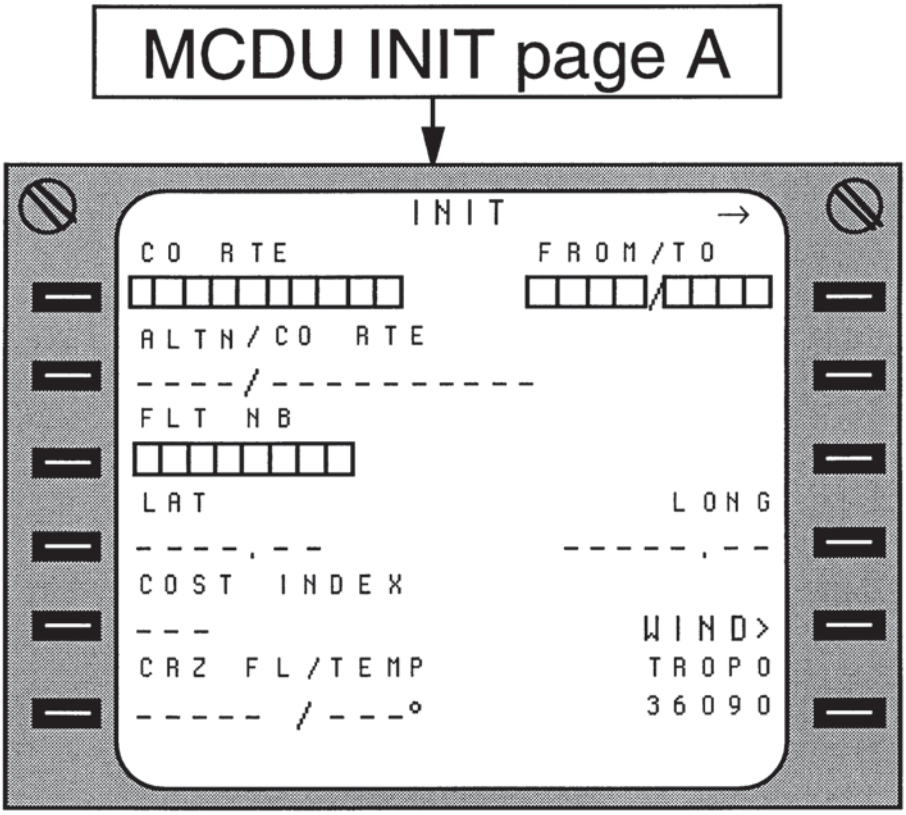
ويبيِّن الشكل (19.8) وحدة شاشة التحكُّم المتعددة الأغراض في تجميع خطة الرحلة. ويمكن عمل تجميع خطة الرحلة آليًا من قاعدة البيانات عن طريق رقم مسار الشركة/المدينة أو يدويًا بواسطة نقطة الطريق من خلال تحديد نقطة الطريق.

خطة الرحلة الناتجة تتكون من خطط فعّالة وبديلة للرحلة، بما في ذلك إجراءات الانطلاق والقدوم والوصول المفتقَد. ومن الممكن تعديل خطة الرحلة الابتدائية عن طريق إجراء مراجَعات جانبية ورأسية. خطة الرحلة الثانوية يمكن أيضًا نسخها من خطة الرحلة الفعالة وتعديلها إلى نفس ظروف خطة الرحلة الابتدائية.

ويتم إنشاء قَدر كبير من المرونة في أجهزة تخطيط الرحلة في نظام إدارة الرحلة، مما يتيح إجراء مراجَعات على خطة الرحلة بسهولة. على سبيل المثال، يمكن استدعاء صفحة خطة الرحلة لإدراج نقطة طريق أو حذف نقطة طريق أو تجاوز نقطة طريق. ويمكن استخدام التعديل "المباشر على الصفحة" لتعديل المرحلة الفعالة، على سبيل المثال، للاعتراض القطري. كما يمكن عمل خطة رحلة مؤقتة لإدراج أو تعديل إجراءات الانطلاق/القدوم، أو إدراج نقطة طريق، أو إدراج تقاطع خط العرض/خط الطول، أو تغيير الوجهة النهائية، أو إدراج الأمر VIA/GO TO، أو إدراج تقاطع الخطوط الجوية، أو إدراج إزاحة، أو إدراج نمط ضبط، أو اختيار أو تمكين خطة رحلة بديلة.



الشكل (18.8): قطاع من خريطة ملاحة راديويَّة (بترخيص من British Airways AERAD).



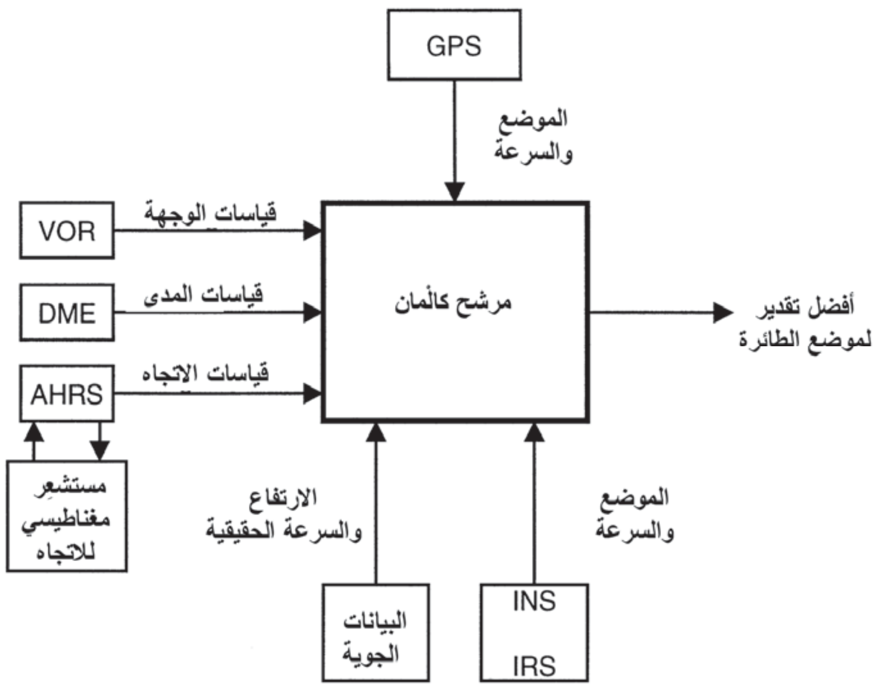
الشكل (19.8): تجميع خطة الرحلة (بترخيص من شركة إيرباص).

3.3.8 المِلاحة والإرشاد Navigation and guidance

يقوم نظام إدارة الرحلة بتجميع البيانات من جميع مصادر الملاحة في مرشح كالْمان لاشتقاق تقدير الموضع الأفضل، انظر الشكل (20.8). ومصادر الملاحة تتضمن أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي، البيانات الجوية/المرجع الاتجاهي، والنظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي، وأنظمة الملاحة الراديويَّة المُعِينَة (VOR، DME، TACAN، VORTAC)، وأنظمة الوصول والهبوط (نظام الهبوط الآلي/نظام الهبوط الميكروويفي). كما يقوم نظام إدارة الرحلة باختيار والتوليف الآلي لأنظمة الملاحة المُعِينَة المحددة في خطة الرحلة وإنجاز الحوسبة الملاحية. ويقوم أيضًا بمعالجة البيانات للشاشات وتوليد المعلومات الإرشادية. كما

يقوم نظام إدارة الرحلة أيضًا بحوسبة السرعة الأرضية، والمسار، واتجاه وسرعة الرياح. (يجب ملاحظة أن نظام إدارة البيانات الجوية يوفر معلومات الارتفاع من أجل الملاحة الرأسية). وكما ذُكِر سابقًا، يقوم نظام إدارة الملاحة بتوفير كلٍّ من إشارات الإرشاد الجانبية والرأسية للطيار للتحكُّم بخط طيران الطائرة. في الحالة الجانبية، يقوم نظام إدارة الملاحة بحوسبة موضع الطائرة بالنسبة إلى خطة الرحلة وإشارات الإرشاد الجانبية لحصر وتتبع خط الطيران المحدد بواسطة خطة الرحلة.

الإرشاد الرأسي الثلاثي الأبعاد يتم توفيره للتحكم بملامح الرحلة الرأسية بما في ذلك بُعد الزمن، كما سيتم شرحه لاحقًا بمزيد من التفاصيل. ويعتبر هذا ذا فائدة خاصة أثناء النزول والوصول.



الشكل (20.8): ترشيح كالْمان لمصادر البيانات الملاحية.

4.3.8 تحسين خط الطيران وتنبؤات الأداء

Flight path optimisation and performance prediction

نظام إدارة الرحلة قادر على تحسين سمات معيَّنة لخطة الرحلة من المعرفة بنوع الطائرة، والوزن، والمحركات، وخصائص الأداء، والمعلومات عن درجة حرارة الجو والرياح، وحالة الطائرة – السرعة الجوية، وعدد ماخ، والارتفاع، الخ.

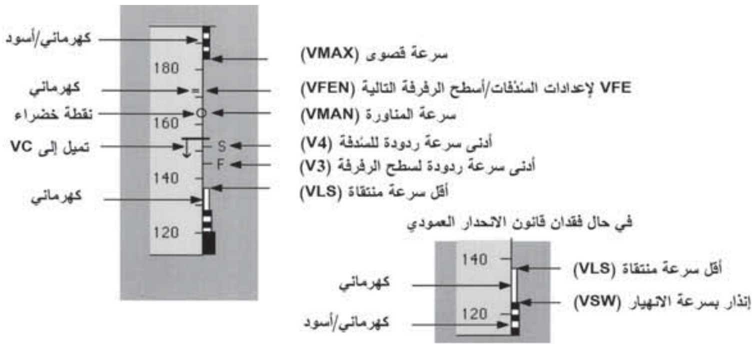
يقوم نظام إدارة الرحلة باستمرار بمراقبة مخطط حدود طيران الطائرة ويتأكد من أن قيود مخطط حدود طيران السرعة لم يتم كسرها. كما يقوم أيضًا بحوسبة السرعة المثلى لمختلف مراحل ملامح الرحلة. ويتم إنجاز ذلك بالأخذ في الاعتبار عوامل مثل:

- وزن الطائرة المحسوب من معرفة الوزن عند الإقلاع والوقود المستهلك (المقاس بواسطة مقاييس تدفق المحرك). يجب ملاحظة أن الوقود يمكن أن تمثل أكثر من 50 في المئة من وزن الطائرة عند الإقلاع.
- موضع مركز الثقل المحسوب من حمل الطائرة المعلوم والوقود المستهلك.
- قيود مستوى الطيران وخطة الرحلة.
- أنماط الرياح ودرجة الحرارة.
- مؤشر تكلفة مسار الشركة.

ارتفاع التطواف الموصى به والارتفاع الأقصى يتم أيضًا حوسبتهما من المعلومات الواردة أعلاه.

يبيِّن الشكل (21.8) عروض مقياس السرعة على شاشات الرحلة الأساسية لطائرتي الركاب A330/A340. ويتم تحقيق حماية مخطط حدود الطيران من خلال توليد أقصى وأدنى سرعة منتقاة، وإنذار قص الريح، وإشارة أرضية ألفا، وإنذار الانهيار. ويتم أيضًا حوسبة سرعة المناورة والسرعات الرَدُودة لأسطح الرفرفة والسُدْفات.

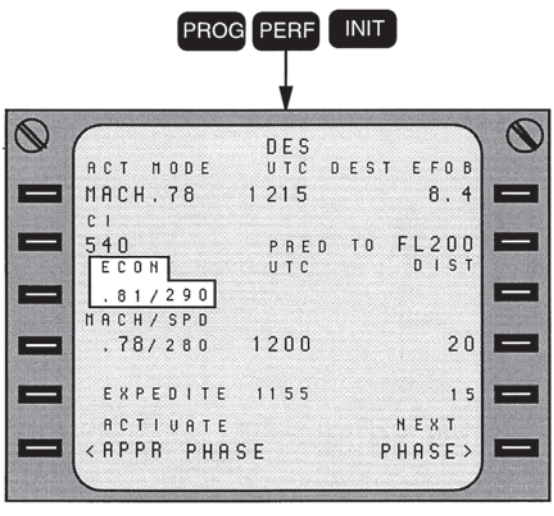
ويبيِّن الشكل (22.8) شاشة عن معلومات تحسين السرعة على طائرتي الركاب A330/A340.



الشكل (21.8): حساب السرعة (بمقياس شاشة الرحلة الأساسية) (بترخيص من إيرباص).

ويقوم نظام إدارة الرحلة أيضًا بإجراء تنبؤات شاملة للأداء ويقدم المعلومات التالية:

- الزمن، والارتفاع، والوقود، والرياح، ودرجة الحرارة يتم التنبؤ بها عند كل نقطة طريق.
- أداء خَرْج المحرك.
- حوسبة الصعود والنزول.
- ارتفاع وزمن الإشارات.

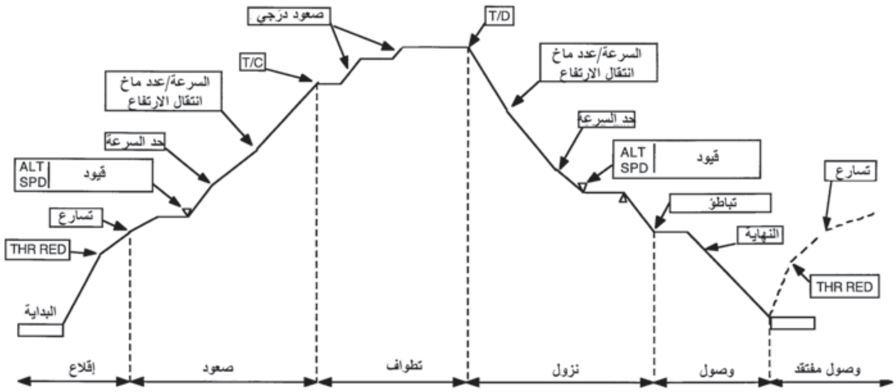


الشكل (22.8): تحسين السرعة (بترخيص من شركة إيرباص).

5.3.8 التحكُّم بجوانب خط الطيران الرأسي

Control of the vertical flight path profile

يقوم نظام إدارة الرحلة باختيار إعدادات السرعات، والارتفاعات، وقدرة المحرك أثناء عمليات الصعود، والتطواف، والنزول آخذًا في الاعتبار خطة الرحلة، والظروف السائدة، وتحسين تشغيل الطائرة. يبيِّن الشكل (23.8) تعريفات خط الطيران الرأسي لخطة الرحلة.



الشكل (23.8): خطة الرحلة – تعريفات خط الطيران الرأسي (بترخيص من إيرباص).

المهام التي يمكن إنجازها والوسائل المقدَّمة بواسطة نظام إدارة الرحلة أثناء مراحل الطيران المختلفة موجزة باختصار فيما يلي:

- **الإقلاع (take off)** – السرعات الحرجة V1، و V2، و V3 يتم إدراجها بواسطة الطاقم وعرضها على شاشات الرحلة الأساسية.
- **الصعود (climb)** – يستخدِم نظام إدارة الرحلة السرعة المُدخَلة يدويًا، أو سرعة قيود سلطات مراقبة الحركة الجوية، أو السرعة الاقتصادية. ويقوم بتعيين بداية الصعود أثناء الإقلاع ويتنبأ بنهاية الصعود ومستوى الطيران الأمثل للتطواف.
- **التطواف (cruise)** – يمكن تحديد خمسة مستويات للطيران يدويًا في نظام إدارة الرحلة. ويمكن حفظ مستويات للطيران لكل مسار في قاعدة بيانات

الملاحة. وأثناء التطواف، قد تقوم سلطات مراقبة الحركة الجوية أو الطاقم بتغيير ارتفاع التطواف ويمكن لنظام إدارة الرحلة بإنجاز صعود "درَجي" بسرعة اقتصادية أو نزول "درَجي" بسرعة 1000 قدم/دقيقة عند السرعة الاقتصادية. هذه الحالات يتم أيضًا عرضها رمزيًا على شاشة الملاحة.

- **النزول (descent)** – يستخدِم نظام إدارة الرحلة السرعة المُدخَلة يدويًا، أو سرعة قيود سلطات مراقبة الحركة الجوية، أو السرعة الاقتصادية. ويتم حوسبة الارتفاع والسرعة أثناء النزول كدالة في المسافة إلى الوجهة النهائية وتشكيل الجانب الهندسي. يتم بعد ذلك حوسبة خط الطيران نحو الخلف للوفاء بالقيود.
- **الوصول (approach)** – يمكن إقران نظام إدارة الرحلة بالطيار الآلي أو بدلاً من ذلك تقديم معلومات الإرشاد للطيار من أجل التحكم اليدوي بالطائرة. السرعة حرجة خلال هذه المرحلة ويتم حوسبة سرعة الوصول بالنسبة إلى السرعة المرجعية، V_{REF}، وإعدادات الهبوط (أسطح الرفرفة، والسُدْفات، الخ) والرياح عند الوجهة النهائية.

يتم إدخال نمط الهبوط في نهاية النزول وينتهي الوصول إما بالهبوط أو بالمناورة الدائرية. ويتم تقديم الإرشاد الجانبي بواسطة نظام إدارة الرحلة من الموضع المحسوب للطائرة كما شُرِح في القسم 3.3.8 والإرشاد الرأسي من الارتفاع البارومتري عند اختيار الوصول RNAV. ونظام إدارة الرحلة يقوم أيضًا بتقديم التحكُّم بالسرعة.

في نهاية الوصول RNAV، يتولى الطاقم أمر التحكُّم بالهبوط باستخدام المراجع المرئية. وعند اختيار نظام الهبوط الآلي، يقوم نظام إدارة الرحلة بتوليف تردد نظام الهبوط الآلي، ويختار اتجاه المَدْرَج كمتطلب للمَدْرَج المختار بواسطة الطاقم. ويتم تنفيذ إرشاد الوصول والهبوط بواسطة الطيار الآلي باستخدام مراجع محدِّد الموقع لنظام الهبوط الآلي من أجل الإرشاد الأفقي ومراجع الانحدار الأسِّي

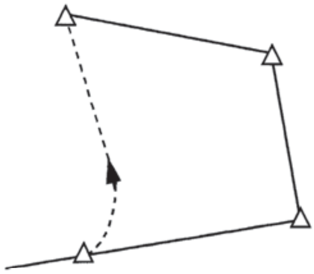
لنظام الهبوط الآلي من أجل الإرشاد الرأسي حتى مرحلتي اتساع الانحدار والتمدد، ما لم يختر الطاقم تنفيذ مناورة دائرية آلية، أو يختر تولي أمر التحكُّم.

- **المناورة الدائرية (go around)** – وهذه دائمًا مُفترضَة. يقوم نظام إدارة الرحلة بالتحكُّم بالصعود إلى ارتفاع التسارع أو ارتفاع مختار، ويقدِّم إرشاد التتبع من نظام التتبع الخارجي المحدد في خطة الرحلة.

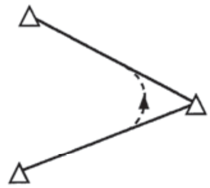
6.3.8 الأنماط التشغيلية Operational modes

يقدِّم نظام إدارة الرحلة عددًا من الأنماط الاختيارية المفيدة المبيَّنة في الرسومات الصغيرة في الشكل (24.8) (أ)، (ب)، (ج)، (د).

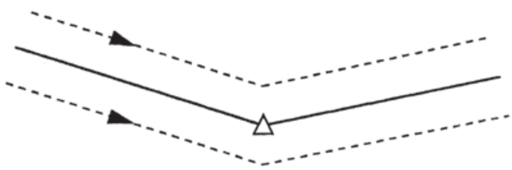
- نمط الذهاب المماسي مباشرة إلى (Tangential go direct to) – وهذا مبيَّن في الشكل (24.8) (أ) ويقدِّم الملاحة من الموضع الحالي إلى أيّ نقطة طريق في خطة الرحلة أو المُدخَلة أثناء الرحلة.
- توقع الانعطاف (Turn anticipation) – وهذا مبيَّن في الشكل (24.8) (ب) ويمنع نقاط طريق تجاوز الهدف. وهو يقلل من المسافة التي تم طيرانها ويقلل من المناورة خارج المسار.
- تتبع الانحياز الموازي (Parallel offset tracking) – وهذا مبيَّن في الشكل (24.8) (ج). الانحياز الجانبي يتيح لسلطات مراقبة الحركة الجوية بزيادة تدفقات الحركة الجوية في حالات معيَّنة.
- نمط الضبط (Holding pattern) – وهذا موضح في الشكل (24.8) (د). يقوم نظام إدارة الرحلة بإنتاج نمط ضبط بالغ الدقة يستند إلى إجراءات إدخال وثيقة المنظمة الدولية للطيران المدني (ICAO) المنشورة لخفض أعباء عمل الطيار.



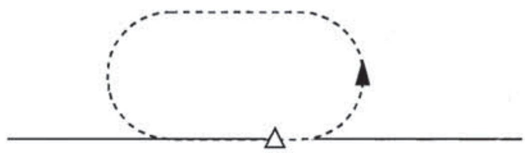
(أ) الذهاب المماسي مباشرة إلى



(ب) توقُّع الانعطاف



(ج) تتبُّع الانحياز الموازي



(د) نمط الضبط

الشكل (24.8): الأنماط الاختيارية.

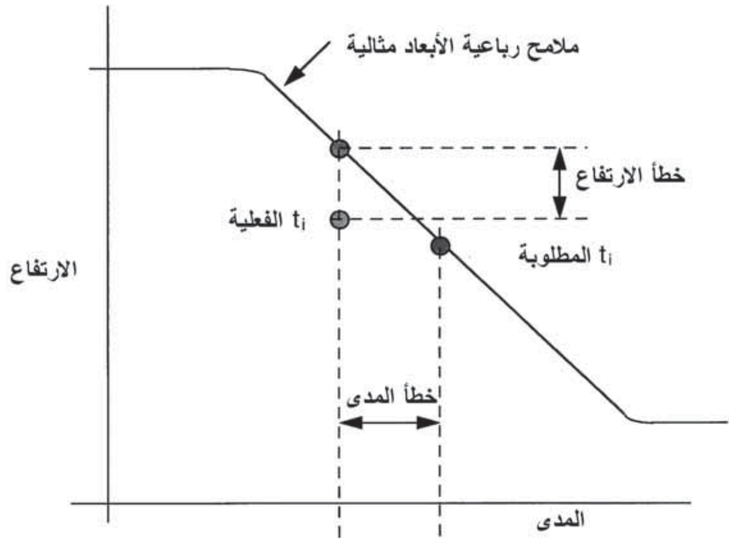
7.3.8 إدارة الرحلة الرباعية الأبعاد 4D flight management

لقد أشير إلى الملاحة الرباعية الأبعاد بإيجاز عدة مرات؛ وفي الواقع "إدارة الرحلة الرباعية الأبعاد" هو الوصف الأفضل لهذه العملية. وإدارة الرحلة الرباعية الأبعاد تشمل تحسين رحلة الطائرة على طول معظم المسار الثلاثي الأبعاد المحافظ للوقود أثناء الصعود، والتطواف، والنزول ضمن قيود بيئة مراقبة

الحركة الجوية. والأهم من ذلك هو أن وقت قدوم الطائرة أيضًا يتم التحكم به بحيث يتطابق مع تدفق الحركة الجوية بدون إحداث أو التعرض إلى تأخير. وهذا يتم تحقيقه عن طريق تحكُّم العروة المغلقة الآلي الممارَس بواسطة نظام إدارة الملاحة من خلال الطيار الآلي أو أنظمة الخانق الآلي. وهذه تتحكم بخط طيران الطائرة بحيث يتوافق موضعها الثلاثي الأبعاد عند أيّ زمن مع خط الطيران ذي الزمن المرجعي الأمثل المولَّد بواسطة كمبيوتر نظام إدارة الرحلة.

والمرونة ضرورية لإدارة الرحلة الرباعية الأبعاد، ويجب أن تكون هناك عدة دقائق لاحتمال تغيُّر زمن القدوم بحيث يتوافق زمن قدوم الطائرة مع زمن القدوم المطلوب من قِبَل مراقب الحركة الجوية. وهناك حاجة أيضًا إلى بعض المرونة للتعويض عن الاختلافات بين الرياح الفعلية والمتوقَّعة وعن التفاوت بين نمذجة الأداء مع الطائرة الفعلية في حسابات نظام إدارة الرحلة، على الرغم من أن هذه عادة صغيرة جدًا. ويقوم نظام مراقبة الحركة الجوية بتحديد زمن قدوم الطائرة إلى أقرب دقيقة تامة، وبهذا ينبغي أن يكون للطائرة على الأقل 30 ثانية من مرونة زمن القدوم للتطابق. التأخيرات الناتجة من الحركة الجوية أو الطقس تتطلب أيضًا بعض المرونة. وبالإضافة إلى مرونة زمن القدوم، يجب أن تكون هناك أيضًا بعض المرونة للمسار. على سبيل المثال، مراقبة الحركة الجوية قد يتطلب من الطائرة أن تتجه خارج المسار بسبب الحركة الجوية. إرشاد البعد الرباعي والتحكُّم الممارَس بواسطة نظام إدارة الرحلة يقوم بعد ذلك آليًا بإعادة التدخل في النزول وحوسبة المسار الجديد إلى الموضع المحدد بواسطة السلطات الأرضية لمراقبة الحركة الجوية وعمل زمن القدوم المحدد الأصلي أو الحديث بشكل جيد. ومن حين إلى آخر يتطلب من الطائرات الخروج خارج مستواها عند نزولها، على سبيل المثال عندما يقوم مراقب الحركة الجوية للارتفاعات العليا بمساعدة الطائرات للخروج إلى مراقب الارتفاع المنخفض. وعند توجيه الطائرة للبدء بالنزول، يقوم نظام إدارة الرحلة عندئذ بإعادة التدخل وإرشاد الطائرة في النزول حتى الموضع المحدد لسلطات مراقبة الحركة الجوية عند الزمن الذي تم تأسيسه مسبقًا.

عملية التحكُّم الآلي بالنزول الرباعي الأبعاد سنقوم بشرحه بإيجاز فيما يلي. والمسار الرباعي الأبعاد المثالي المحدد بواسطة جدول للزمن، والمدى، والارتفاع يتم حوسبته مسبقًا، كما شُرِح سابقًا بإيجاز. أخطاء الارتفاع والمدى من هذا المسار المثالي المُسنَد إلى الزمن مبيَّنة في الشكل (25.8).



الشكل (25.8): متغيرات التحكُّم بالنزول الرباعي الأبعاد.

للموضع الحالي (المدى الحالي) للطائرة، يتم حوسبة الارتفاع المطلوب من المسار المثالي ومجموعة مؤلفة من وضع الانحدار، وتُستخدَم قوة السَحْب المباشر أو قوة دفع المحرك للتحكُّم بكلٍّ من خطأ الارتفاع والسرعة. ويتم التحكُّم بوضع الانحدار من خلال قناة الانحدار للطيار الآلي بواسطة نظام إدارة الرحلة للحفاظ على الطائرة على المسار المثالي أو للعودة إليه، بينما تُستخدَم قوة السَّحب أو الدفع للتحكُّم بالسرعة كضرورة.

وللوقت الحالي، يتم حوسبة المدى المطلوب والتأثير في تغيُّرات السرعة للتحكُّم بخطأ المدى ومن ثم الزمن المطلوب.

يقوم نظام إدارة الرحلة بممارسة التحكُّم على السرعة للحالة "المنخفضة" بواسطة التحكُّم بقوة دفع المحرك خلال نظام الخنق الآلي. والحالة "العالية

جدًا/السريعة جدًا" يتم التحكُّم بها عن طريق قوة السَّحْب المباشر بواسطة مثبطات/كابحات السرعة. ولأسباب الراحة/الأمان، يتم التحكُّم بتمدد كابح السرعة عادة بواسطة الطاقم استجابة لرسالة شاشة الرحلة الأساسية وليس مباشرة بواسطة نظام إدارة الرحلة/الطيار الآلي.

فعالية إرشاد البعد الرباعي الآلي للعروة المغلقة والتحكُّم في خفض عدم اليقين في زمن القدوم يمكن ملاحظته من الأرقام التالية التي تفترض بأن الأخطاء المتعلقة بسلطات مراقبة الحركة الجوية هي صفر.

عدم اليقين في زمن القدوم بإرشاد وتحكُّم البعد الرباعي للعروة المغلقة هو عادة أقل من 8± ثواني لنسبة 95 في المئة من جميع حالات القدوم.

عدم اليقين في زمن القدوم المقابل لإنجاز نزول عالي الملامح ذي عروة مفتوحة بدون تحكُّم زمني يقدَّر بحوالى 40 ثانية.

الانخفاض الكبير في زمن القدوم إلى جانب القدرة على تقديم مرونة في زمن القدوم للتعويض عن التأخيرات الناتجة من الحركة الجوية، أو الطقس، أو الخ، المقترَن بمرونة خط الطيران لتلبية متطلبات سلطات مراقبة الحركة الجوية يجعل إدارة الرحلة الرباعية الأبعاد تقدُّمًا هاماً جدًا.

قراءات إضافية Further reading

Combs, S. R., A. P. Sanchez-Chew, and G. J. Tauke. *Flight Management System Integration on the F-117A*. American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA-92-1077, 1991.

Lee, H.P. and M. F. Leffler. *Development of the L1011 Four-Dimensional Flight Management System*. National Aeronautics and Space Administration Report No. NASA CR 3700, 1 February 1984.

McLean, Donald. *Automatic Flight Control Systems*. Englewood Cliffs, NJ: Prentice Hall, 1990. (Prentice Hall International Series in Systems and Control Engineering)

الفصل التاسع

تكامل أنظمة إلكترونيات الطيران

Avionics Systems Integration

1.9 مقدمة وخلفية Introduction and background

تتكون أنظمة إلكترونيات الطيران الرئيسية بشكل عام من عدد من الأنظمة الثانوية الأصغر التي يتم تجميعها لتكوين نظام كامل. التجميع، والربط البيني، والتحكُّم بالأنظمة الثانوية المفردة بحيث يمكن للنظام كاملاً إنجاز مهامه بفعالية يُشار إليه باسم "تكامل الأنظمة" (system integration). عدد الأنظمة الثانوية التي ينبغي تكاملها لتكوين النظام الرئيسي يمكن معرفته من الفصل السابق عن أنظمة إدارة الرحلة.

من الجدير استعراض تطوير أنظمة إلكترونيات الطيران وتكاملها في نظام كامل على ضوء التقنية المتاحة والظروف السائدة في حينها. والهدف هو وضع تطوير الأنظمة المتقدمة في الوقت الحاضر وحتى الأنظمة الحالية قيد التطوير الأكثر تقدُّمًا في الصورة. وفي معظم الأحوال، فإن الأفكار والفلسفة الحالية ليس جديدة – غالبًا كان للمبدعين الأصليين في تطويرات نظام معيَّن في الماضي بُعد نظر في أفكارهم، ولكن كما هو الحال دائمًا، كانت مقيدة بالتقنيات المتوفرة آنذاك.

الحرب العالمية الثانية أدّت إلى نمو كبير في الأجهزة الإلكترونية المركَّبة في الطائرات وإلى ولادة إلكترونيات الطيران، مع تطوير سريع جدًا لأنظمة الرادارات المحمولة جوًا والشاشات المصاحبة لها، وأنظمة الإنذار الراداري والتوافق

الكهرومغناطيسي، وأنظمة الطيار الآلي الأكثر تقدُّمًا مستغلة الإلكترونيات. وتركيب الأجهزة الإلكترونية (أو "الصناديق السوداء")، على أيّة حال، كثيرًا ما كان على أساس غير مخطَّط له نتيجة التطويرات السريعة وضغوطات عامل الزمن في وقت الحرب. وقد ظهرت درجة محدودة جدًا للتكامل بين الأجهزة الثانوية، على سبيل المثال إقران مُصَوِّبة القنابل إلى الطيار الآلي – حيث إن القراء الذين شاهدوا الفيلم السينمائي "حسناء ميمفيس" (Memphis Belle) ربما قد لاحظوا هذا. وبشكل عام، مع ذلك، فإن الأنظمة كانت أنظمة "قائمة بذاتها" وتكاملها في نظام كامل كان يتم بواسطة أعضاء محددين من طاقم الطائرة مثل الملاح، أو مسدِّد القنابل، أو عامل الرادار.

وشهِدت فترة الخمسينيات من القرن الماضي ظهور عدد من أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية (بعض منها اخترع خلال الحرب العالمية الثانية)، والتي كانت تمر منذ ذلك الحين بتطوير مستمر، وتشكِّل الآن جزءًا من مجموعة أجهزة إلكترونيات الطيران لمعظم الطائرات النفاثة المدنية والعسكرية والهليكوبترات. على سبيل المثال، أنظمة الاستقرار الآلي (أو أنظمة تعزيز الاستقرار)، ونظام الهبوط الآلي (ILS)، والراديو الشامل المدى ذو التردد العالي جدًا/جهاز قياس المسافة (VOR/DME)، والملاحة الجوية التكتيكية (TACAN)، ورادار دوبلر، وكمبيوترات البيانات الجوية، والأنظمة المرجعية للوضع والاتجاه، وأنظمة الملاحة بالقصور الذاتي.

إن الخطوة الهامة الأولى نحو تكامل أنظمة إلكترونيات الطيران كانت في منتصف الخمسينيات من القرن الماضي مع تأسيس فكرة "نظام الأسلحة". هذه الأفكار دُمِجت في جيل طائرات الستينيات، والعديد منها لا يزال قيد الخدمة. هذه الأفكار تتطلب تصورًا لنظام كامل لإنجاز المهمة بفعالية باحتمالية عالية بالنجاح. الطائرة، والأسلحة، وأنظمة إلكترونيات الطيران المطلوبة بواسطة الطاقم لإنجاز المهمة بفعالية ينبغي بالتالي اعتبارها كمجموعة متكاملة. وبالطبع، يجب معرفة أن فكرة النظام كاملاً قابلة للتطبيق في أي مشروع، عسكري أو مدني. وكما هو الحال مع معظم المنهجيات، على أيّة حال، فإن التطبيقات العسكرية يتم تزويدها بالحافز

وبالتمويل الابتدائي. على سبيل المثال، "تقنية مراجعة تقييم البرنامج" (programme evaluation review technique)، أو شبكات 'PERT'، و"تحليل المسار الحرج" (critical path analysis) المستخدَمان بشكل واسع تم تطويرهما أصلاً على برنامج صاروخ POLARIS.

كمثال على فكرة النظام كاملاً، لنأخذ متطلبات طائرة القصف البحري. ينبغي على الطائرة أن تكون قادرة على العمل من حاملة طائرات في جميع أحوال الطقس، وأن تكون قادرة على إيجاد الهدف والهجوم عليه بسلاح مناسب (أو أسلحة مناسبة) باحتمالية عالية بالنجاح. التحليل التشغيلي يبيِّن أنه للتقليل من احتمالية الانكشاف وتنبيه دفاعات الجو، فإن الطائرة يجب أن تصل إلى الهدف بسرعات دون الصوتية (550 إلى 600 عقدة) عند مستوى منخفض جدًا بارتفاع 100 قدم أو نحوه فوق مستوى سطح البحر، وبحيث تبقي أدنى الأفق الراداري للهدف قدر الإمكان. مواصفات أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية يمكن عندئذ تقديرها من متطلبات النظام كاملاً بطاقم الطائرة المتكوِّن من الطيار والمراقب/الملاح. وبهذا، في المثال الوارد أعلاه، فإن تطبيق أجهزة إلكترونيات الطيران يمكن أن يتضمن:

- رادار – لإحراز الهدف في جميع أحوال الطقس.
- رادار دوبلر – مستشعِر سرعة دقيق (4± عقدة) للملاحة بتقدير الموقع حسابيًا (ملاحظة – أنظمة الملاحة بالقصور الذاتي القادرة على الاصطفاف الابتدائي الدقيق في البحر على حاملة طائرات متحركة كانت قيد التطوير في مطلع الستينيات من القرن الماضي).
- النظام المرجعي للوضع والاتجاه (أو نظام الجيرو المرجعي الأساسي – تقنية من المملكة المتحدة) – معلومات الوضع والاتجاه لشاشات الطيار، وكمبيوتر الملاحة، وكمبيوتر تسديد الأسلحة، والطيار الآلي.
- كمبيوتر البيانات الجوية – معلومات الارتفاع، والسرعة الجوية المعايَرة، والسرعة الجوية الحقيقية، وعدد ماخ لشاشات الطيار، وتسديد الأسلحة، والملاحة بتقدير الموقع الإرجاعي، والطيار الآلي.

- مقياس الارتفاع الراديويّ – جوانب مستوى الطيران المنخفض جدًا أثناء مرحلة الهجوم والعمل في جميع أحوال الطقس.
- الملاحة بالكمبيوتر – ضرورية للمهمة.
- الطيار الآلي – ضروري لخفض أعباء عمل الطيار.
- كمبيوتر تسديد الأسلحة – ضروري للمهمة.
- شاشة الرأس المرتفع – جميع مميزات شاشة الرأس المرتفع زائدًا تسديد الأسلحة للهجوم ذي المستوى المنخفض؛ على سبيل المثال، "التقاذف" بالقنابل.
- نظام إدارة المؤَن – يتحكم ويطلق الأسلحة.
- أنظمة الحرب الإلكترونية (electronic warfare (EW)) – أجهزة استقبال الإنذار الراداريّ، أجهزة تشويش الرادار. ضرورية لإمكانية البقاء في بيئة عدائية.
- نظام تحديد الهوية (لتحديد الصديق أو العدو identification friend or foe (IFF)) – ضرورية لمنع الهجوم بواسطة قوات صديقة.
- مُعِينات المِلاحة الراديويّة – موقع الباخرة الأم عند العودة من مهمة.
- مجموعة الاتصالات الراديويّة – ضرورية للتواصل مع الباخرة الأم، والطائرات المتعاونة، الخ.

وقد تطلَّب درجة كبيرة من التكامل بين أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية. على سبيل المثال، نظام تسديد الأسلحة تطلَّب التكامل مع شاشة الرأس المرتفع، وكمبيوتر تسديد الأسلحة، والنظام المرجعي للوضع والاتجاه، وكمبيوتر البيانات الجوية، ونظام الرادار.

أنظمة إلكترونيات الطيران الأساسية المحددة لطائرات القصف البحري لإدخالها في الخدمة في الستينيات، على سبيل المثال طائرات القرصان البحري الملكي (Royal Navy Buccaneer)، قد تكون مطلوبة في طائرات القصف

البحري 2000 إلى 2010. والأنظمة قد تحتاج إلى أن تكون ذات أداء أعلى بكثير، على أيّة حال، وقد تكون هناك أيضًا أنظمة إضافية في طائرات عام 2000 إلى 2010 التي لم تكن موجودة في مطلع الستينيات من القرن الماضي. على سبيل المثال، جيرو الليزر لنظام الملاحة بالقصور الذاتي، والشاشات المركَّبة في الخوذة، والنظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي (GPS)، ونظام الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء (FLIR)، "والأسلحة الذكية"، الخ، وقد يتطلب مستوى أكبر بكثير لتكامل الأنظمة. والطائرة قد تكون أيضًا طائرة ذات طاقم واحد. والفكرة الأساسية هي الاستمرارية الضرورية لدور أنظمة إلكترونيات الطيران وتطويرها، على الرغم من أن تنفيذها يتغيَّر كلما أصبحت التقنيات متوفرة.

ويجب التأكيد أنه بالرغم من أن المثال أعلاه هو عسكري، إلا أن نفس المبادئ تنطبق على أنظمة إلكترونيات الطيران المدنية من حيث دورها في تمكين إنجاز المهمة بأمان وفعالية بطاقم أدنى للرحلة. ومعظم أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية قد طُوِّرت أيضًا مباشرة من أنظمة إلكترونيات الطيران العسكرية (مثلاً، كمبيوتر البيانات الجوية، ونظام الملاحة بالقصور الذاتي، ونظام GPS، الخ)، وحتى وقت قريب جدًا، تطلَّبت الطائرات العسكرية عدد من أنظمة إلكترونيات الطيران الثانية بدرجة عالية من التكامل.

الخطوة الهامة نحو تسهيل تكامل أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية في الطائرات المدنية اتُّخِذَت في مطلع الخمسينيات من القرن الماضي بتبنِّي مواصفات ARINC لأنظمة وأجهزة إلكترونيات الطيران. ARINC هي منظمة غير ربحية تقع في الولايات المتحدة الأمريكية وتدار من قبل شركات الخطوط الجوية المدنية بممثلين من الشركات الصناعية والمؤسسات، التي تقوم بتحديد مواصفات الأنظمة والأجهزة من حيث متطلباتها الوظيفية, والأداء، والدقة، والتوصيلات البينية للمُدخَلات والمُخرَجات، والمتطلبات البيئية، والأبعاد الفيزيائية، والتوصيلات البينية الكهربائية. على سبيل المثال، كمبيوتر البيانات الجوية، والأنظمة المرجعية للوضع والاتجاه، ونظام الملاحة بالقصور الذاتي، وأجهزة الاتصالات الراديويّة، والأنظمة

الناقلة للبيانات، الخ. الأجهزة المصنوعة وفقًا لمواصفات ARINC من قِبَل إحدى شركات التصنيع يجب بالتالي أن تكون قابلة للتبادل تماماً مع الأجهزة المصنوعة بواسطة شركات تصنيع أخرى لنفس مواصفات ARINC. والتنفيذ الإلكتروني لنظامين يمكن أن يكون مختلفًا تمامًا شريطة أن يكونا مطابقين لمواصفات ARINC من حيث تشكيلهما لوظيفة متطابقة. على سبيل المثال، الوحدات البَدُولة الخطوط ((line replaceable units (LRUs)) يجب أن تكون مطابقة لمواصفات ARINC بُعديًا مع ترتيبات التثبيت في الرفوف الحاملة المحددة، والموصلات، والمسامير المخصصة في الموصلات. وينبغي أن يتوافق النظام أيضًا مع مواصفات ARINC للدقة والأداء والمتطلبات البيئية من حيث مدى درجة الحرارة، والتسارع، والصدمات والاهتزازات، والتوافق الكهرومغناطيسي. استخدام أجهزة إلكترونيات الطيران المؤهلة لمواصفات ARINC بالتالي تضمن وضعًا تنافسيًا يتيح إجراء المشتريات من شركات التصنيع على أساس عالمي.

شهد مطلع الستينيات من القرن الماضي تطوير أول كمبيوترات رقمية محمولة جوًّا آنية الاستجابة، وهذه أُدخِلَت تدريجيًا في الطائرات العسكرية بدءًا من أواخر الستينيات لمهام مثل الملاحة، وإدارة المهمة، وتسديد الأسلحة، ومعالجة الرادارات، ومعالجة الشاشات.

الجيل الأول من هذه الكمبيوترات الرقمية المحمولة جوًّا كانت باهظة الثمن. ومن المثير للاهتمام ملاحظة أن عددًا من المقترحات أُجرِيَت خلال الستينيات للارتقاء بفكرة إنجاز أكبر قدر ممكن لمهام حوسبة أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية بكمبيوتر رقمي مركزي قوي. وهذه المقترحات تم تبنِّيها لعدة أسباب مثل:

1- قابلية العطب: "كل البيضات في سلة واحدة"، حيث إن أيّ فشل في الكمبيوتر الرقمي المركزي يؤثر في جميع الأنظمة الثانوية المساهمة في أجهزة حوسبتها.

2- عدم المرونة: التغيُّرات في كل نظام على حِدَة يمكن أن تتضمن تغيُّرات في البرمجيات الأساسية للكمبيوتر بتشعُّبات محتملة لتأثيرات عَرَضِية في

جميع الأنظمة الثانوية الأخرى المساهمة في أجهزة حوسبتها. وكان هذا مرتبط بشكل خاص بحوسبة السرعات المنجَزة حينها والتكلفة العالية والسعة المحدودة في تقنية الذاكرة اللامتلاشية التي تعتمد على وسائط الخزن الأساسية المغناطيسية (سعات الخزن كانت عادة ما بين 8K إلى 16K آنذاك).

3- تكلفة ووزن إعدادات الوفرة للكمبيوتر المركزي كانت غير مقبولة.

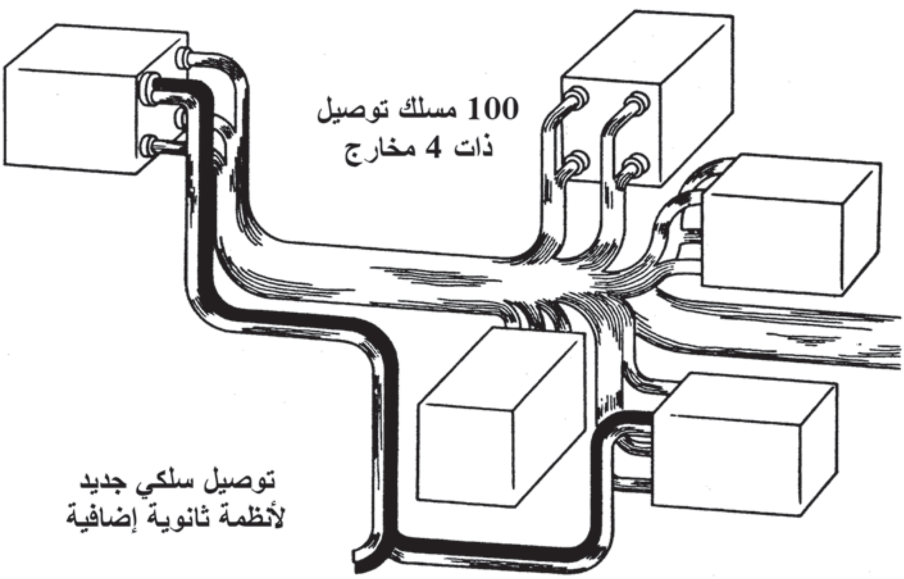
على أيّة حال، توفر المعالجات الضخمة جدًا والزهيدة الثمن في الوقت الحاضر بسعات ذاكرة كبيرة وسرعة عالية لناقلات البيانات قد غيَّر الوضع بشكل جذري. وفكرة تشارك مهام معالجة أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية بين عدد من المعالجات بسعات احتياطية للقيام بمهام محددة في حال فشل أيّ معالج تعتبر الآن جذابة من الناحية الاقتصادية. وبنى إلكترونيات الطيران الجديدة الزُّجْلية المتكاملة التي هي قيد التطوير حاليًا للجيل التالي من كل من الطائرات المدنية والعسكرية التي ستدخل في الخدمة بدءًا من حوالى عام 2005 فما بعد، في الواقع، تستغل هذه الأفكار كما سنناقشه لاحقًا. وكما ذُكِر سابقًا، العديد من أفكار الوقت الحاضر ليس جديدة. ولكن التقنية المتوفرة في حينها هي التي تحدد الاستغلال الاقتصادي لها.

في النصف الأخير من ستينيات القرن الماضي، تطوير "المعالِجات الموجَّهة المهام" الزهيدة الثمن، أيْ المعالِجات التي تصنع بسعة معيَّنة لتقوم بتنفيذ مهمة واحدة (أو ربما مهمتان) من حوسبة إلكترونيات الطيران، أصبح حيويًا مع تطوير تقنية الدوائر المتكاملة. وبالتالي، طُوِّر عدد من أنظمة إلكترونيات الطيران وأُدخِلَ للخدمة في كلٍّ من الطائرات العسكرية والمدنية بحلول نهاية الستينيات التي احتوت على كمبيوترات رقمية داخلية خاصة بها؛ على سبيل المثال، مولِّدات رقمية للشكل الموجي في شاشات الرأس المرتفع، وكمبيوترات البيانات الجوية، وأنظمة الملاحة بالقصور الذاتي.

العديد من أنظمة الطائرات الثانوية حتى مطلع السبعينيات، مع ذلك، كان حينها أنظمة تناظرية في تنفيذها بمُخرَجات/مُدخَلات لأجهزة المزامنة ومقاييس

الجهد تطلبت توصيلات سلكية من نقطة إلى أخرى للتوصيل فيما بينها. ووحدات التوصيل البيني التي تقوم بتنفيذ التحويلات الضرورية من التناظري إلى الرقمي (A-D) ومن الرقمي إلى التناظري (D-A) لتمكين الأنظمة الثانوية من التواصل فيما بينها كانت محتومة وكبيرة الحجم، وقد يتجاوز حجمها حجم الكمبيوتر الرقمي. تعقيدات التوصيلات الكابلية الضخمة بين الوحدات وعُدَّة التوصيلات السلكية يمكن رؤيتها في الشكل (1.9) وهي نموذجية لتجهيزات طائرات أواخر الستينيات ومطلع السبعينيات. يجب ملاحظة أن البعض من هذه الطائرات لا تزال قيد التشغيل. وزن الكابلات الضخمة يمكن أن يكون كبيراً ويتجاوز عدة مئات من الكيلوجرامات. والعدد الكبير من القابسات والموصلات المتعددة المسالك حتمًا أيضًا تخفض من فاعلية النظام كاملاً، ويمكن أن تؤدي إلى أعطال انقطاعات مؤقتة.

التطوير الأول لخفض عدد أسلاك التوصيل كان استخدام تضاعُف التقسيم الزمني ((time division multiplexing (TDM) للإشارات التي يتم إرسالها بين وحدتين.

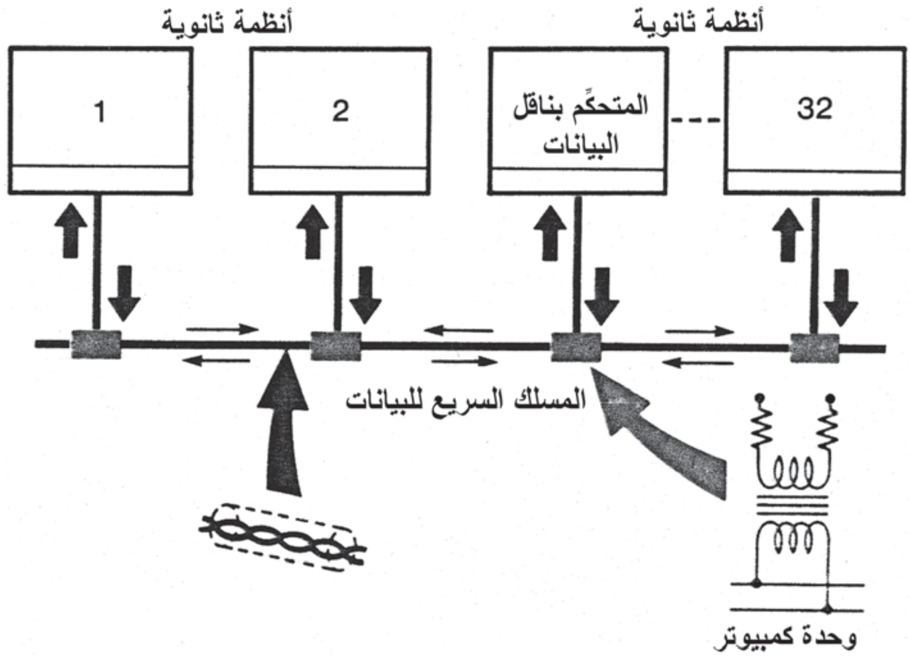


الشكل (1.9): الربط البيني لأنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية قبل إدخال ناقلات البيانات المُضاعَفة.

تضاعُف التقسيم الزمني يتيح إرسال المعلومات من عدة قنوات إشاراتية خلال نظام اتصالات واحد بإزاحة القنوات النموذجية المختلفة في الزمن لتشكيل رتل نبضي مركَّب. ويتم إرسال كل قناة إشاراتية كرتل نبضي رقمي متسلسل عند شق زمني معيَّن في دورة ساعيَّة (clock cycle). وبالتالي، بمعرفة معلومات الزمن الساعيّ وتوجه الإشارة (نبضة مشفَّرة بشكل مناسب)، يمكن للمستقبِل عندئذ فك الشفرة وتوزيع الإشارات كلٍّ على حِدَة. وبهذا، إذا كانت هناك، مثلاً، 30 إشارة مختلفة سيتم إرسالها بين وحدتين، فإنه يتطلب سلكيْن فقط في الأساس عند مضاعفة البيانات مقارنة بـــ 60 سلكاً. هذا النوع من ربط اتصالات المصدر–الواحد–الغطس–الواحد بين وحدتين (A و B مثلاً) يُشار إليه غالبًا باسم الربط "A إلى B". الأنظمة الأولى، في الواقع، استَخدَمت ثلاثة أزواج من الأسلاك المجْدُولة المعزولة لإرسال الإشارة، والتوجه، والبيانات الساعيَّة. وتم خفض هذا بعد ذلك إلى زوجين من الأسلاك المجْدُولة المعزولة. لاحقًا، أنظمة المصدر–الواحد–الغطس–الواحد والمصدر–المتعدد–الغطس–المتعدد،على أيّة حال، العاملة بمعدلات ساعيَّة أعلى تقوم بتشفير بيانات وتوجه الإشارة ببيانات ساعيَّة باستخدام تشفير مانشستر II (Manchester II) الثنائي الطور (سيتم شرحه في القسم التالي). ويتطلب فقط زوج واحد من الأسلاك المجْدُولة المعزولة لنظام التشفير هذا لإرسال معلومات بمعدلات بيانات تصل إلى 1 إلى 2 ميجابِت/ث (Mbit/s). ومعدلات البيانات الأعلى حتى 50 ميجابِت/ث يمكن إرسالها باستخدام كابل كهربائي متَّحِد المحور معزول مناسب، ويمكن أيضًا إرسال معلومات بمعدلات بيانات أعلى كنبضات ضوئية مشفرة باستخدام كابل ليف بصري. سيتم شرح هذا في القسم 2.9.

بحلول منتصف السبعينيات، أصبح من الممكن تنفيذ المزيد من العديد من أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية، باستغلال مهمة المعالِجات الموجَّهة والمعالِجات الدقيقة المطوَّرة حديثًا، وبهذا التخلص من عناصر الحوسبة التناظرية ومكوِّنات الإدخال/الإخراج التناظرية مثل أجهزة المزامنة، ومقاييس الجهد، الخ. وأصبح بالتالي من الممكن الربط بين أنظمة إلكترونيات الطيران المفردة بواسطة أنظمة رقمية لنقل البيانات. وهذا ما أتاح للأنظمة التواصل فيما بينها ونقل سلسلة

من المعلومات الرقمية باستخدام تضاعُف التقسيم الزمني بالاقتران بنظام بروتوكولي مناسب للتحكُّم بإرسال البيانات إلى ومن الأنظمة الثانوية المفردة. سيتم شرح هذا في القسم التالي، إلا أن الخفض الكبير في التوصيلات السلكية بين الوحدات يمكن ملاحظته في الشكل (2.9) الذي يوضح التوصيل البيني للأنظمة الثانوية باستخدام نظام نقل البيانات MIL STD 1553.



الشكل (2.9): الربط البيني لأنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية بواسطة ناقل البيانات المُضاعَف.

التطوير الهام الموازي في أواخر السبعينيات ومطلع الثمانينيات من القرن الماضي كان تنفيذ الدوائر المعقدة المطلوبة بواسطة التوصيلات الطرفية لنظام نقل البيانات MIL STD 1553 في التكامل الواسع النطاق (large scale integration (LSI)) (ولاحقًا بواسطة VLSI). وهذا أتاح تعقيد النظام ليتم

تغليفه في رقاقات دوائر تكاملية عالية الوثوقية بحيث تكلِّف «الرقاقة الوحدة» أقل من بعض الموصلات المتعددة المسالك.

بُنَى إلكترونيات الطيران التي أصبحت مؤسَّسة بحلول منتصف السبعينيات لا تزال هي البُنى المعيارية في الطائرات الحالية قيد الخدمة ويُشار إليها باسم «البنَى المتحدة» (federated architectures). وتحتوي البُنى المتحدة بشكل أساسي على عدد من الأنظمة الثانوية المتصلة بَيْنِيّاً ولكن باستقلال وظيفي وبدرجة ما من تحكُّم الكمبيوتر المركزي للأنماط التشغيلية كاملة. وتَقدُّم الإلكترونيات الرقمية خلال أواخر السبعينيات والثمانينيات أتاح تطوير الأنظمة الثانوية المتطورة جدًا التي، على الرغم من أنها لا تزال توجه المجالات الوظيفية القائمة بذاتها، تتشارك المعلومات عبر روابط بيانات مثل ناقل البيانات 1553.

والبُنَى المتحدة، المبنية داخليًا من تصميمات مِلْكِيَّة مفردة ومتوفرة من قاعدة بائعين واسعة وذات خبرة، أصبحت مؤسَّسة بإحكام بأنها الفكرة التصميمية المنخفضة المخاطر لنظام إلكترونيات الطيران. وأيضًا، نتيجة لحدود النظام المحددة تمامًا والتقسيم الواضح لمجالات المسؤولية، فإن الأنظمة المتحدة تم قبولها عالميًا بأنها الفكرة المنخفضة المخاطر تجاريًا وتعاقديًا وأيضًا تقنيًا.

في البنية المتحدة، على أيّة حال، هناك حتمًا بعض التكرار للوظائف في الأنظمة الثانوية المفردة التي تجعل النظام كاملاً أثقل وأكثر تكلفة من اللازم. والوحدات البدولة الخطوط يتم تصميم وتحسين كلٍّ منها بشكل منفصل مما تؤدي إلى العديد من التنفيذات المختلفة لنفس الوظائف. والأصناف مثل المعالجات، والذاكرات، والبرمجيات، والروابط البينية، ومصادر القدرة يتم تحسين كلٍّ منها على حدة لكل نظام ثانوي، وتصميم ودعم هذه الأجزاء المِلْكِية الفريدة يزيد كثيرًا من تطوير النظام كاملاً ومن تكاليف الدعم. وفكرة تصميم النظام الثانوي أيضًا تحد من ظهور التجاوز المسموح للفشل لأن مِلْكِية الأنظمة الثانوية لا يمكن أن تتشارك الموارد بسهولة وتكلفة بناء الوفرة في كل نظام ثانوي غير مقبولة. واستخدام مِلْكِية

الأنظمة الثانوية أيضًا تخلق مشاكل إضافية كلما توجَّب الدخول إلى الرابط البيني لمِلكِية نظام ثانوي مُحسَّن كجزء من الترقية.

وصيانة الأنظمة المتحدة مقيَّدة بالحدود المِلكِية لبنية الأنظمة وتتطلب الإزالة الكاملة للصناديق السوداء للنظام الثانوي من الطائرة لإصلاحها في منشآت خط صيانة ثانية، وثالثة، ورابعة. النشر المرن لهذه الأنظمة في التطبيقات العسكرية معاق على نحو خطير بالحاجة إلى نشر خط ثاني متطور، أو أجهزة دعم "ورشة فورية لإلكترونيات الطيران". مع الأعداد المنخفضة للتصميمات العسكرية الجديدة فإن الحاجة إلى ترقيات منتصف–العمر قد ركَّز الاهتمام على التكلفة العالية لترقية البُنى المتحدة. وبشكل أساسي، فإن الأنظمة كلها قد يتوجَّب إزالتها واستبدالها، وأيّ تحسين بسيط في وظيفة النظام يمكن أن يؤدي إلى تكاليف عالية جدًا.

منذ منتصف الستينيات من القرن الماضي، برامج أبحاث وتصميم إلكترونيات الطيران في الولايات المتحدة الأمريكية وأوروبا تم توجيهها نحو إيجاد وسيلة أفضل لبناء إلكترونيات الطيران. وعلى مدى تلك الفترة، كانت فكرة الأنظمة الزُّجْلية المبنية من عدد صغير من الزُّجْلات المعيارية المختلفة، المبيَّتة في رفوف حاملة معيارية، والتواصل عبر شبكات بيانات معيارية قد تم تطويرها وأصبحت تُعرَف باسم "إلكترونيات الطيران الزُّجْلية" (modular avionics). ومن المقبول بشكل عام أن إلكترونيات الطيران الزُّجْلية لها إمكانية كبيرة للتوفير في وزن، وقدرة، ومساحة، وتكلفة النظام. ومع ذلك، لتحقيق الاستفادة الكلية من الأنظمة الزُّجْلية من الضروري تفكيك حدود الأنظمة الثانوية الموجودة في إلكترونيات الطيران التقليدية بحيث إن التجمع المشترك للموارد الاحتياطية، المتشارك بين الأنظمة الثانوية، يمكن استخدامه لتحسين توافر النظام. وبهذا، فإن البُنى المتكاملة لإلكترونيات الطيران الزُّجْلية تقدِّم منافع إضافية للتجاوز المسموح للفشل ومرونة التطبيق خلال إعادة التهيئة.

البُنى المتكاملة لإلكترونيات الطيران الزُّجْلية تم قبولها بأنها الطريقة التقدُّميَّة لكلٍّ من إلكترونيات الطيران المدنية والعسكرية، والأنظمة المستندة إلى هذه الأفكار

هي الآن في المراحل النهائية من التصنيع الهندسي والتطوير. موضوع بُنى إلكترونيات الطيران المتكاملة تمّت تغطيته على مستوى استعراض في القسم 3.9.

2.9 أنظمة نقل البيانات Data bus systems

أنظمة نقل البيانات هي التقنيات المتيحة الضرورية لتكامل أنظمة إلكترونيات الطيران في كلٍّ من بُنى إلكترونيات الطيران المتحدة والزُّجْلِية المتكاملة.

وهذه الأنظمة يمكن تقسيمها باتساع إلى أنظمة نقل بيانات كهربائية حيث يتم إرسال البيانات كنبضات كهربائية بواسطة الأسلاك، وأنظمة نقل بيانات بصرية حيث يتم إرسال البيانات كنبضات ضوئية بواسطة الألياف البصرية. وهذه سيتم مناقشها في القسم 1.2.9 وعرض المبادئ الأساسية لها بإيجاز في القسم 2.2.9، على التوالي.

ناقلات البيانات الرقمية المتسلسلة تُستخدَم للربط البيني للوحدات الثانوية والأنظمة الثانوية. وناقلات البيانات المتوازية تُستخدَم ضمن وحدة أو رف حامل للتوصيل البيني للزُّجْلات المفردة وسيتم مناقشتها بإيجاز في القسم 3.2.9.

1.2.9 أنظمة نقل البيانات الكهربائية Electrical data bus systems

هناك عدة أنظمة نقل بيانات رقمية متسلسلة كهربائية قيد الاستخدام في أنظمة إلكترونيات الطيران. قيود المساحة اقتصرت على الشرح الأساسي لنظام نقل البيانات MIL STD 1553B بسبب استخدامها الواسع جدًا. وهو أيضًا نظام نقل بيانات متطور نسبيًا وفهم طريقة عمله يكشف لنا الأنظمة الأخرى في مجالات عديدة، مثل نظام ARINC 429 الذي هو نظام توصيل من نقطة إلى أخرى بإمكانيات أقل ويُستخدَم في أنظمة إلكترونيات الطيران ونظام نقل البيانات الجديد ARINC 629. نظام نقل البيانات ARINC 629 أُدخِل في الخدمة أولاً في طائرات الركاب بوينغ 777 التي دخلت في خدمة الخطوط الجوية في عام 1995.

1.1.2.9 نظام نقل البيانات MIL STD 1553

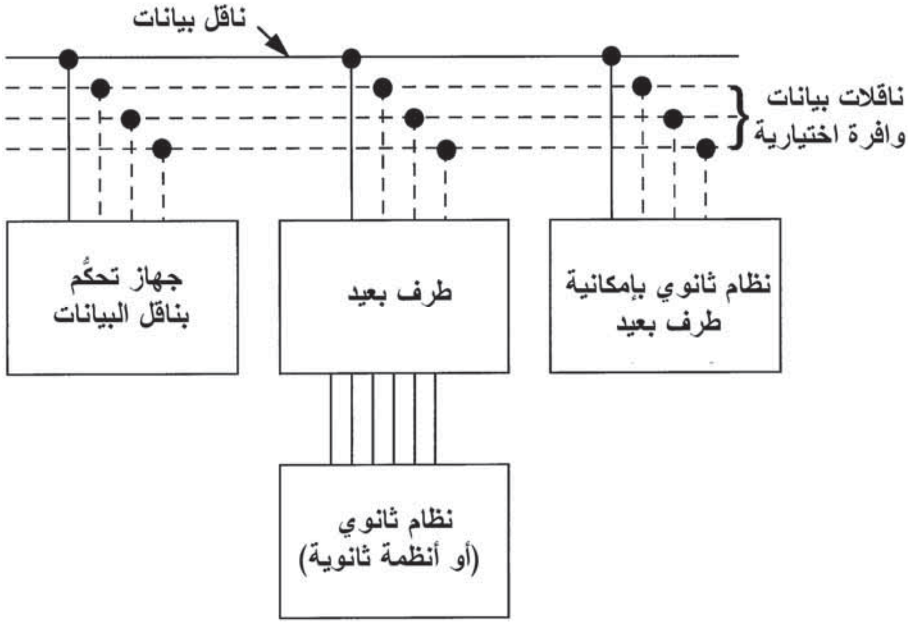
MIL STD 1553 bus system

MIL STD 1553 هو معيار عسكري أمريكي يعرِّف نظام نقل البيانات المصدر–المتعدد–الغطس–المتعدد المتضاعِف التقسيم الزمني، ويُستخدَم بشكل واسع جدًا في الطائرات العسكرية في العديد من البلدان. ويُستخدَم النظام أيضًا في سطح السفن البحرية، والغواصات، والمركّبات الأرضية مثل دبابات ساحات القتال الرئيسية. وهذا النظام هو نصف ثنائي، أيْ أن عملية نقل البيانات يمكن أن تتم في أيّ اتجاه على خط واحد، ولكن ليس في كِلا الاتجاهين على ذلك الخط في نفس الوقت.

طُوِّر النظام أولاً في قاعدة رايت باتيرسون الجوية (Wright Patterson Air Force) في مطلع السبعينيات، وأُدخِل في الخدمة للمرة الأولى كنظام MIL STD 1553 على برنامج الطائرات القتالية F15 في عام 1975. وتم ترقية النظام إلى MIL STD 1553B في عام 1978 ليشمل أنماطاً وتسهيلات إضافية. ومنذ ذلك الحين، صُقِلَت هذه المواصفات تدريجيًا وأُدمِجَت التعديلات على ضوء خبرة المستخدمين وذلك من قِبَل اللجنة SAE 2K برعاية جمعية مهندسو السيارات ((Society of Automotive Engineers (SAE) في الولايات المتحدة الأمريكية. وتم تبنِّي المعيار أيضًا كمعيار ناتو (NATO) وأُعطِي له ترميز الناتو STANAG 3838.

الإعدادات الأساسية لنظام نقل البيانات مبيَّنة في الشكل (3.9)؛ وهذا النظام هو نظام أمر– استجابة فيه يتم تنفيذ جميع إرسالات البيانات تحت مراقبة جهاز تحكُّم بناقل البيانات. ويتم توصيل كل نظام ثانوي بناقل البيانات من خلال وحدة تسمى الطرف البعيد ((remote terminal (RT)). ويمكن نقل البيانات فقط من طرف بعيد واحد واستقبالها بواسطة طرف بعيد آخر (أو أطراف بعيدة أخرى لأنه قد يكون هناك أكثر من نظام ثانوي يحتاج إلى نفس البيانات) يليه أمر من المتحكِّم بناقل البيانات ((bus controller (BC)) إلى كل طرف بعيد. (عملية تشغيل نظام نقل البيانات بحيث يتم توجيه المعلومات المُرسَلة بواسطة المتحكِّم بناقل البيانات أو

بواسطة طرف بعيد إلى أكثر من طرف بعيد متصل بناقل البيانات تسمى نمط "الإذاعة" (broadcast)).



الشكل (3.9): بُنية نموذجية لنظام نقل بيانات مُضاعَف.

البروتوكول الممارَس بواسطة المتحكِّم بناقل البيانات بهذا يضمن بأن لا يكون هناك تضارب في البيانات على ناقل البيانات لأن طرفاً بعيداً واحداً فقط يقوم بالإرسال في أيّ وقت. المتحكِّم بناقل البيانات بالتالي يستهل عمليات نقل البيانات ومراقبة جميع حالات النقل. وبشكل عام، يتم دمج المتحكِّم بناقل البيانات في نظام ثانوي واحد – عادة النظام الثانوي الذي يقوم بتوليد معظم الحركات الجوية.

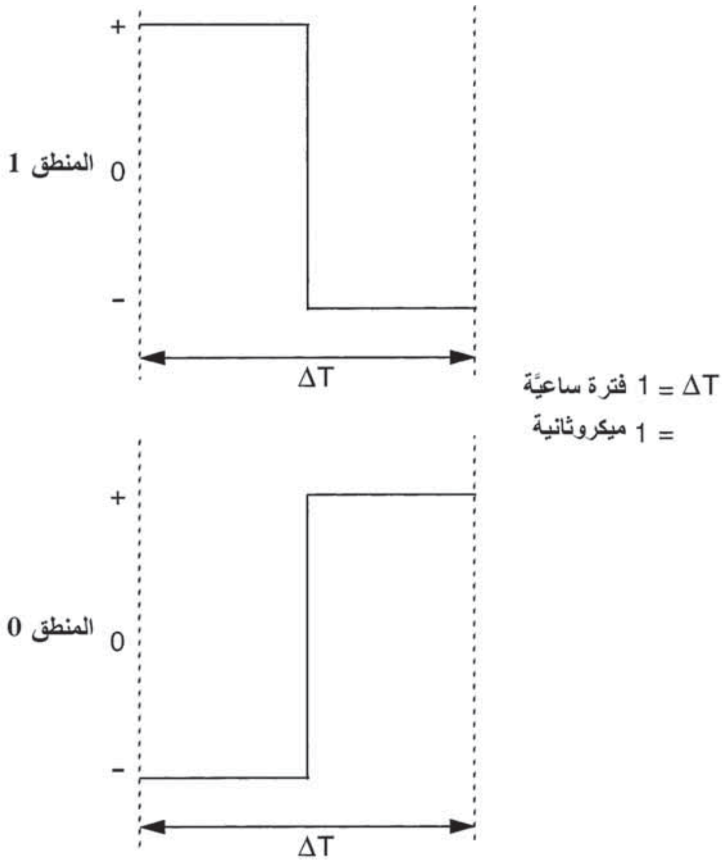
يتم تشكيل ناقل البيانات كزوج واحد من الكابلات المجْدُولة مع طبقة واحدة من العزل والتغليف وبأقصى طول 100 متر (328 قدم). وعلى الرغم من أن الاقتران المباشر بناقل البيانات مسموح به، إلا أنه بشكل عام غير مُستخدَم من أجل تفادي خطورة تقصير الدارة الطرفية الواحدة خارج ناقل البيانات. وربط ناقل

البيانات يتم عادة بواسطة طرف أبتر مقرون بمحوِّل بحيث إن تقصير الطرف الأبتر يكون معزولاً عن ناقل البيانات. أقصى طول مسموح به للطرف الأبتر هو 6 أمتار (20 قدم).

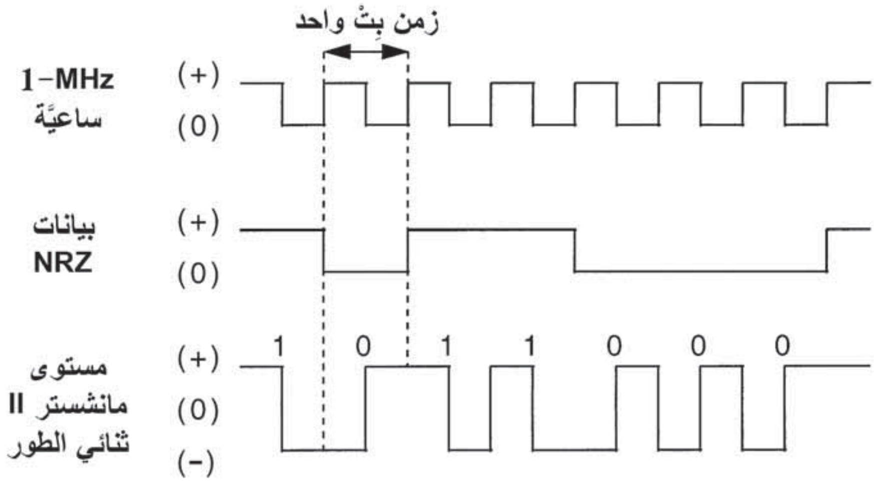
يتم إرسال البيانات بمعدل 1 ميجابِت/ث. وحجم كلمة البيانات هي 20 بِتْ(*) (bit) بحيث إن معدل الإرسال الأقصى للبيانات هو 50,000 كلمة/ث. ويمكن توصيل 31 طرفاً كحد أقصى بناقل البيانات. وعمل ناقل البيانات هو تزامني، بحيث إن كل طرف له مصدر ساعيّ للإرسال. ويتم تنفيذ فك التشفير في الأطراف المستقبِلة باستخدام معلومات ساعيَّة يتم اشتقاقها من الرسائل.

التقنية المتبنَّاة لتشفير البيانات تُعرَف باسم تشفير "مانشستر الثنائي الطور" (Manchester bi-phase) حيث يجب أن يكون هناك انتقال نشط لكل بِتْ، أيْ لإشارتي '0' و'1'. وهذا موضح في الشكل (4.9). وباستثناء بِتَّات SYNC فإن جميع بتَّات البيانات يجب أن تتوافق مع هذه المتطلبات. وهذا يمنع عيوب "التعلُّق العالي" (high stuck) أو "التعلُّق المنخفض" لأنه ينبغي أن يكون هناك انتقال للبيانات خلال فترة ساعيَّة واحدة. يبيِّن الشكل (5.9) الشكل الموجي للبيانات المشفَّرة. يتطلب المعيار بأن يكون معدل الإرسال هو 1 ميجابِتْ/ث بدقة مُجمَّعة واستقرار طويل المدة قدره 0.01 في المئة (أي 100 Hz±). الاستقرار القصير المدة (أيْ الاستقرار على مدى فترة ثانية واحد) مطلوب بأن يكون على الأقل 0.001 في المئة (أي 10 Hz±). وحجم الكلمة هو 16 بِتْ زائدًا الشكل الموجي SYNC وبِتْ التكافؤ (parity pit) لإجمالي مرَّات 20 بِتْ. وهناك ثلاثة أنواع من الكلمات المنقولة؛ كلمات الأمر، وكلمات الحالة، وكلمات البيانات. صيَغ هذه الكلمات موضحة في الشكل (6.9).

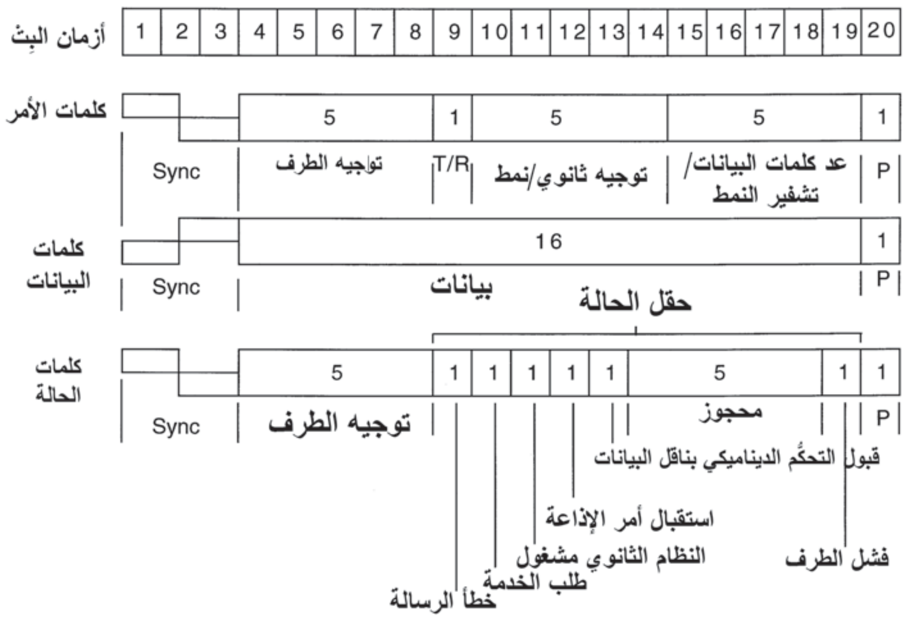
(*) البِتْ (bit) هو اختصار binary digit ويعني رقماً ثنائياً (المترجم).



الشكل (4.9): المنطق '0' والمنطق '1'.



الشكل (5.9): تشفير البيانات.



الشكل (6.9): صِيَغ الكلمات.

كلمات الأمر تتكون من ستة حقول منفصلة. هذه الحقول مشروحة بإيجاز فيما يلي:

- حقل الإشارة SYNC هو شكل موجة مانشستر غير صالح بحيث إنه لا يمكن "الارتباك" مع أيْ بِتّات بيانات.
- حقل توجيه الطرف البعيد يَشغَل 5 بِتّات، وكل طرفي بعيد يجري تخصيص 5 بِتّات توجيه فريدة له. توجيه الكسر العشري (11111)31 لا يتم تخصيصه كتوجيه فريد وهو توجيه إذاعة.
- بِتْ المرسِل/المستقبِل يساوي صفراً (T/R bit = 0) إذا كان الطرف البعيد سيقوم بالاستقبال، ويساوي 1 إذا كان الطرف البعيد سيقوم بالإرسال.
- حقل التوجيه الثانوي/النمط، الذي يتكون من 5 بِتّات، يُستخدَم إما للتوجيه الثانوي للطرف البعيد أو للتحكُّم بالنمط. ويُستخدَم التوجيه الثانوي لإرسال البيانات إلى ومن موقع في الطرف البعيد. الشفرة التي جميعها أصفار

(00000) في حقل التوجيه الثانوي/النمط تدل على أن محتويات حقل عد الكلمات/النمط ينبغي تشفيرها كأمر نمط خمسة بِتَّات.

- حقل عد كلمات البيانات/تشفير النمط، الذي يتكون من 15 بِتْ، يُستخدَم بشكل عام لنقل البيانات. حقل عد الكلمات يدل على عدد كلمات البيانات التي سيتم نقلها في أيّ قالب رسالة واحدة، وأقصى عدد هو 32 (المشار إليه بأن جميعه أصفار).
- بِتْ التكافؤ يساوي واحداً إذا كان هناك عدد فردي من البتَّات في الحقول 1 إلى 19.

وكلمة الحالة هي الكلمة الأولى للاستجابة بواسطة الطرف البعيد إلى أمر المتحكِّم بناقل البيانات. وهي تقدِّم:

أ- ملخَّصًا بحالة/صحة الطرف البعيد.

ب- عُدَّ كلمات البيانات التي يتوجب إرسالها استجابة للأمر.

هذه الحقول مشروحة بإيجاز فيما يلي:

- حقل الإشارة SYNC هو نفسه كما في كلمات الأمر.
- حقل توجيه الطرف البعيد (5 بِتْ) يؤكد بأن الطرف البعيد الصحيح يستجيب.
- حقل الحالة يتكون من 11 بِتْ. ويتم إعداد بِتْ خطأ الرسالة إذا كان الأمر السابق لم يُفهَم بشكل صحيح. وبِتْ القياس تساوي صفراً للتمييز بين الكلمة وكلمة الأمر.
- بِتْ التكافؤ يتم إعداده بواسطة الطرف البعيد بنفس طريقة كلمة الأمر.

كلمات البيانات تحتوي على البيانات الفعلية المرسَلة بين محطتين. وحقل البيانات هو 16 بِتْ. للأوامر التي تتضمن محتوى بيانات، يتم إرسال كلمات البيانات وفقًا "لِعدد الكلمات" في كلمة الأمر أو كلمة الحالة.

وإشارة SYNC هي عكس sync لكلمتي الأمر والحالة. والبِتْ الأكثر أهمية للبيانات يتم إرساله بعد البِتَّات SYNC.

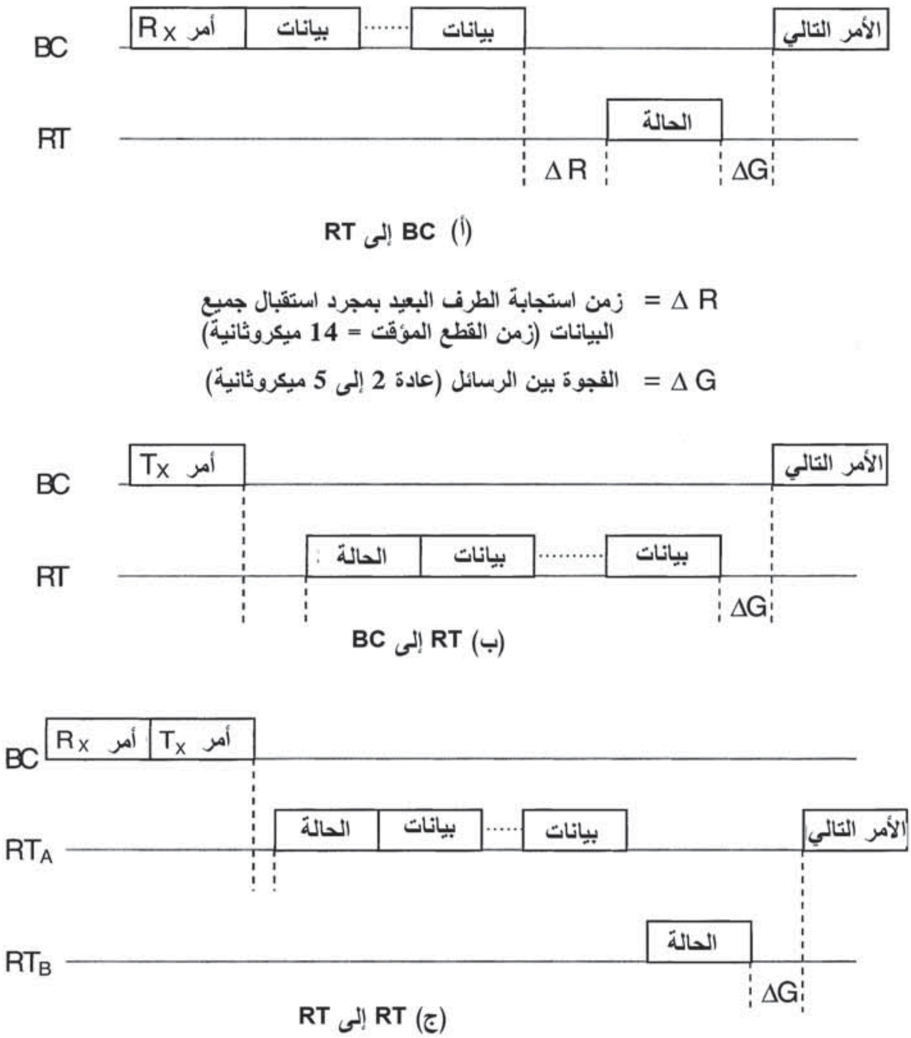
هناك عشر صِيَغ نقل محتمَلة، إلا أن الصِيَغ الثلاث الأكثر استخدامًا بشكل شائع هي:

- المتحكِّم بناقل البيانات (BC) إلى الطرف البعيد (RT).
- الطرف البعيد (RT) إلى المتحكِّم بناقل البيانات (BC).
- الطرف البعيد (RT) إلى الطرف البعيد (RT).

هذه الصِيَغ مبيَّنة في الشكل (7.9). وزمن فجوة القطع المؤقت بين الرسائل بمقدار على الأقل 2 ميكروثانية يتم تقديمها بواسطة المتحكِّم بناقل البيانات. وزمن فجوة كلمة الحالة بمقدار على الأقل 2 ميكروثانية، ولكن ليست أكثر من 10 ميكروثانية يتم تقديمها بواسطة الطرف البعيد قبل إرسال كلمة الحالة.

ويتم بناء فاحص ومراقب بيانات عالي الدرجة في النظام MIL STD 1553B. على سبيل المثال:

- **التحقق من صحة بيانات الرسالة –** يتم تصميم الطرف للكشف عن الإشارات غير المشفرة بشكل مناسب، وإسقاطات البيانات (data drop-outs)، والإشارات المشوشرة بإفراط.
- **التحقق من الكلمات –** يقوم الطرف بالتحقق من أن الكلمة تتوافق مع الحد الأدنى للمعايير التالية:
  - الكلمة تبدأ بحقل SYNC صحيح.
  - البِتّات هي بتشفير مانشستر II الصحيح.
  - حقل المعلومات له 16 بِتْ زائدًا تكافؤ.
  - تكافؤ الكلمة فردي.



الشكل (7.9): صِيَغ النقل.

وعندما تفشل الكلمة بالتوافق مع المعايير الواردة أعلاه، فإن هذه الكلمة تعتبر غير صالحة.

- **استمرارية الإرسال** – يقوم الطرف بالتحقق من أن الرسائل متلامسة، كما هو موضح في الصيَغ المبيَّنة في الشكل (7.9). بيانات SYNC المؤقَّتة بشكل غير ملائم تعتبر بأنها خطأ استمرارية.

- **الإرسال المفرِط –** يحتوي الطرف على تعطيل مؤقت للإشارة (signal time-out) يعيق إرسال الإشارة لأكثر من 1 ميللي ثانية زائد أو ناقص 0.34 ميللي ثانية.

كلمة البيانات تُعتبَر صالحة عندما تتوافق البيانات مع المعايير الواردة أعلاه ويتم استقبالها بشكل متلامس. يستجيب الطرف البعيد بكلمة حالة عندما يتم الكشف عن كلمة أمر صالحة، وعن العدد المناسب لكلمات البيانات الصالحة، كما هو محدد في حقل عد الكلمة لكلمة الأمر، أو كما هو محدد لتشفير النمط المتضمَّن في كلمة الأمر.

إعدادات تجاوز الفشل المسموح لاثنين (أو أكثر) من ناقلات البيانات المتماثلة MIL STD 1553B يمكن توصيلهما بجهاز النظام الثانوي.

قيود المساحة تحد من مناقشة المزيد عن ناقل البيانات MIL STD 1553B، وعلى وجه الخصوص عمل وتنظيم ناقل البيانات ليتوافق مع عمليات نقل البيانات بين الأنظمة الثانوية المتصلة بناقل البيانات من حيث الكلمة/الكلمات المطلوبة. ومن المؤمَّل، على أيّة حال، أن التغطية أعلاه ستتيح للقارئ فهم واستيعاب أساسيات النظام ومعرفة الأسئلة التي ينبغي طرحها أو البحث في المراجع العلمية، إذا تطلَّب معرفة المزيد من المعلومات.

نظام نقل البيانات '1553' هو نظام ناضج وقد رفع حتى الآن استعمالات تشغيلية وخبرات كبيرة جدًا على مدى أكثر من 20 عامًا منذ ظهوره. وهو إلى حد كبير نظام نقل بيانات إلكترونيات الطيران الأكثر استخدامًا على نحو واسع، ويمكن تلخيص أداؤه بكلمة واحدة – ممتاز. والجدير ملاحظته أيضًا أن نظام نقل البيانات '1553' ومكوِّناته قد لقي أيضًا استخدامًا كبيرًا في التطبيقات غير العسكرية التي تتطلب نظام إرسال بيانات مُضاعَف قوي قادر على العمل في البيئات القاسية.

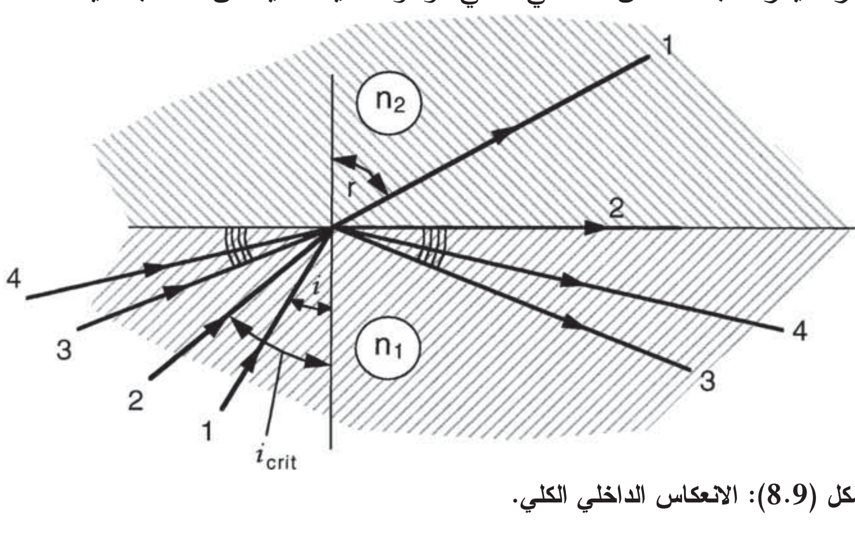
2.2.9 أنظمة نقل البيانات البصرية Optical data bus systems

من المحتمل أن بعض القرّاء لديهم اطلاع إلى حد ما عن استخدام الألياف البصرية لإرسال الإشارات الضوئية. نقدِّم فيما يلي شرحًا موجزًا لأولئك القراء الذي يحتاجون إلى إنعاش معلوماتهم حول هذا الموضوع، وأيضًا لتوضيح الفرق بين الألياف البصرية المتعددة النمط والأحادية النمط والتطبيقات المتعلقة بكل منها.

إن إرسال الإشارات الضوئية على طول أيّ ليف بصري يعتمد على الخاصية البصرية للانعكاس الداخلي الكلي. هذه الخاصية موضحة في الشكل (8.9) الذي يبيِّن أربعة أشعة ضوئية تنتقل خلال وسط معامل انكساره n_1 إلى وسط معامل انكساره أقل n_2. الشعاع 1 ينكسر خلال مروره إلى الوسط الثاني، والعلاقة بين الزاوية، i، التي يصنعها الشعاع الساقط مع العمودي والزاوية، r، التي يصنعها الشعاع المنكسر مع العمودي تعطى بقانون سنل (Snell's law) التالي:

$$\frac{\sin i}{\sin r} = \frac{n_2}{n_1}$$

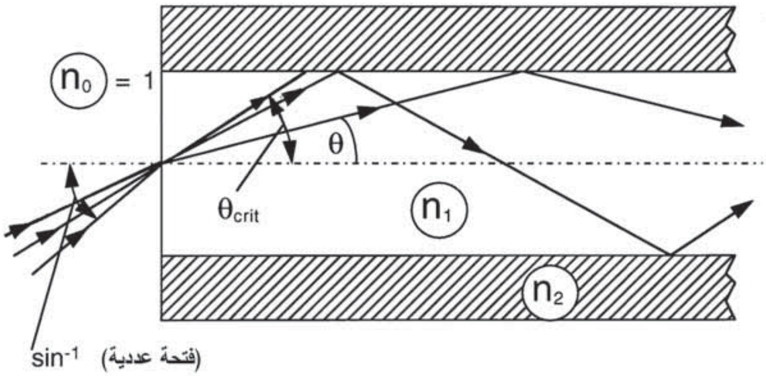
عند زاوية السقوط الحرجة، i_{crit}، ينكسر الشعاع 2 خلال زاوية °90، ولا يمر خلال الوسط الثاني $(i_{\text{crit}} = \sin^{-1} n_2 / n_1)$. وجميع الأشعة التي زوايا سقوطها أكبر من i_{crit} مثل الشعاعين 3 و4 بالتالي ينعكسان إلى الوسط الأول. هذا الشرط يُعرَف بالانعكاس الداخلي الكلي، وهو عملية خالية من الفقد بفعالية.

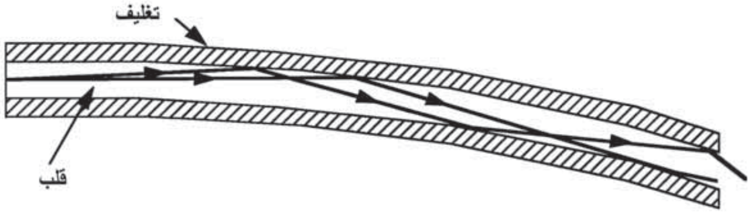


الشكل (8.9): الانعكاس الداخلي الكلي.

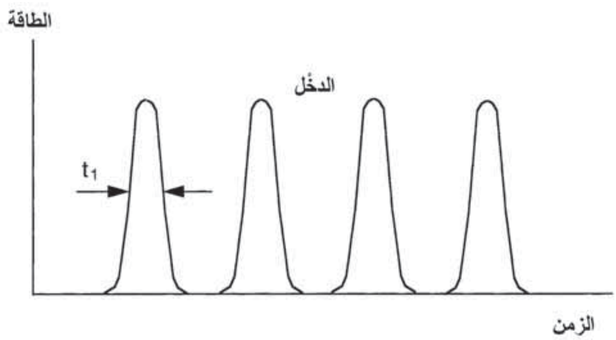
يتكون الليف البصري بشكل أساسي من قلب (core) مركزي من مادة زجاجية مناسبة (على سبيل المثال السيليكا النقي) بفقد إرسال بصري منخفض جدًا وتغليف (cladding) خارجي من مادة ذات معامل انكسار أقل قليلاً من القلب. في الألياف المتعددة النمط، كما هي مبيَّنة في الشكل (9.9)، قطر القلب أكبر مقارنة بالطول الموجي للضوء الذي يتم إرساله. على سبيل المثال، قطر القلب النموذجي هو حوالى 100 ميكرومتر، والطول الموجي التشغيلي هو حوالى 1 ميكرومتر. الشعاع الداخل إلى الليف البصري بزاوية سقوط θ مع محور الليف البصري أقل من الزاوية الحرجة، $\theta_{\text{crit}} = \cos^{-1} n_2 / n_1$، ستعاني انعكاساً كلياً داخلياً عند السطح الفاصل بين القلب والتغليف.

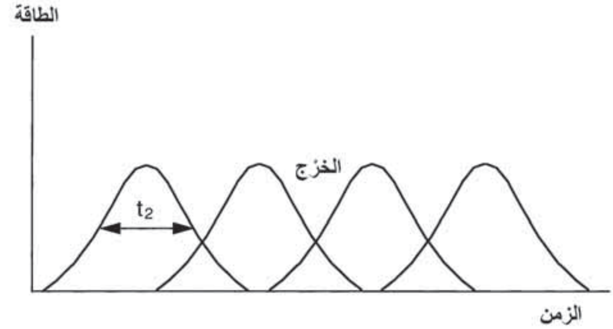
هذا الشعاع سيعاني بعد ذلك انعكاساً داخلياً كلياً عند السطح الأدنى، وبالتالي سيتم توجيهه خلال القلب بواسطة الانعكاسات الداخلية الكلية، كما هو مبيَّن في الشكل (9.9). هناك، على أيّة حال، عدد كبير من الطرق المختلفة أو الأنماط التي يمكن من خلالها توجيه الضوء خلال الليف البصري اعتمادًا على زاوية السقوط θ. وهذا هو سبب تسميتها بالألياف البصرية المتعددة النمط. الزمن المُستغرَق بواسطة الشعاع للانتقال على طول ليف بصري طوله L هو بالتالي دالة في θ ويساوي $n_1 L / (c \cos\theta)$، حيث c سرعة الضوء. وبهذا فإن الأشعة تنتقل بسرعات مختلفة بحيث إن سلسلة من النبضات الضوئية عرض كل منها t_1 عند مَدخَل لليف البصري ستخرج بعد الانتقال خلال الليف البصري كسلسلة من النبضات عرضها t_2 (انظر الشكل (10.9)). إذا كان اتساع النبضات كبيراً نتيجة زمن التشتت هذا، فإن النبضات المتقاربة ستتداخل في نهاية المطاف عند المخرَج ولا يمكن تحليلها. وتأثير اتساع النبضة بشكل عام قابل للتجاوز للمعدلات الحالية 50 ميجابِت/ث لناقل البيانات والأطوال القصيرة نسبيًا المتضمَّنة في تجهيزات الطائرة التي هي بشكل عام أقل من 100 متر.





الشكل (9.9): الليف البصري المتعدد النمط.





الشكل (10.9): اتساع النبضة.

تشتت النبضة، على أيّة حال، غير مقبول به تمامًا لتطبيقات الاتصالات التي تتطلب معدلات بيانات عالية جدًا والمسافات الطويلة بين الأجهزة المُعيدَة (repeaters) للتقليل من عدد المعيدات. وقد أدَّى هذا إلى تطوير ألياف بصرية أحادية النمط ذات كفاءة عالية. الاختلاف الرئيسي بين الليف البصري الأحادي النمط والليف البصري المتعدد النمط هو أن قطر قلب الليف البصري الأحادي النمط في نفس حدود مقدار الطول الموجي لمصدر الضوء (دايود الليزر).

ويمكننا توضيح أن قطر القلب يتناقص والفرق في معامل الانكسار بين القلب والتغليف يتناقص، وعدد أنماط التوجيه المحتملة لإرسال الضوء عبر الليف البصري يزداد. هناك معامل عياري يُعرَف باسم "معامل دليل الموجة" (waveguide parameter) ويساوي $\frac{2\pi\, a n_1 (2\Delta)^{1/2}}{\lambda_0}$، حيث λ_0 الطول الموجي التشغيلي، و a نصف قطر القلب، و n_1 معامل انكسار القلب، و n_2 معامل انكسار التغليف، و $\Delta = (n_1 - n_2)/n_1$.

عندما يكون معامل دليل الموجة أقل من قيمة حرجة معينة (2.4048 لمعامل الانكسار الدرَجِي لليف اللبصري)، فإن موجة واحدة موجَّهة فقط ستكون ممكنة لإرسال الضوء على طول الليف البصري، ويُعرَف الليف البصري بأنه ليف بصري أحادي النمط. الألياف البصرية الأحادية النمط الفعلية فيها Δ تتفاوت ما بين 0.002 إلى 0.005 وقطر القلب النموذجي يتراوح ما بين 5 إلى 10 ميكرومتر. والطول الموجي التشغيلي النموذجي هو حوالى 1.5 ميكرومتر.

النمط الأحادي يعني أن هناك قيمة واحدة فقط للزاوية θ وبهذا هناك مسار شعاع واحد فقط لمرور الضوء على طول الليف البصري عن طريق انعكاسات متعددة بحيث تكون هناك سرعة واحدة فقط لانتشار نبضة ضوئية. اتساع النبضة الناتج من الفروق في السرعة لمسارات أشعة مختلفة في الليف البصري المتعدد النمط بالتالي يتلاشى. ويجب ملاحظة أن هناك مصادر أخرى صغيرة للتشتت، أي تشتت مادي وتشتت دليل الموجة (waveguide dispersion) اللذين يجب

خفضهما من أجل تحقيق معدلات بيانات عالية جدًا ومسافات إرسال طويلة جدًا. التشتت المادي هو التشتت الناتج من اعتماد معامل انكسار مادة الليف البصري على الطول الموجي. وتشتت دليل الموجة هو التشتت الناتج من العرض الطيفي للمصدر؛ حيث إن المكونات المختلفة للطول الموجي تعاني معاملات انكسار مختلفة. هذا التأثيرات يمكن خفضها بواسطة تقنيات مثل ترتيب معامل الانكسار تدريجيًا عبر القلب؛ على سبيل المثال، تغيير معامل الانكسار خطيًا من مركز القلب إلى التغليف. وتشتتات ببضع بيكوثانية (pico seconds) لكل كيلومتر يمكن إحرازها في الألياف البصرية أحادية النمط الحديثة بمقدار 50 نانوثانية لكل كيلومتر لمعامل الانكسار الدرَجِي لليف بصري نموذجي متعدد النمط. الجيل الرابع من أنظمة الاتصالات بالألياف البصرية قادمة الآن لتخدم بسعة تحميل للمعلومات يفوق 10 جيجابِت/ث وبفراغ لمعيد التقوية أعلى من 100 كيلومتر؛ والفقد في الإرسال في الليف البصري أقل من 0.3 ديسيبل/كيلومتر.

وكما أُشير سابقاً، يمكن استخدام الليف البصري المتعدد النمط في تطبيقات نظام إلكترونيات الطيران بسبب الأطوال القصيرة نسبيًا المتضمَّنة ومتطلبات معدلات البيانات الحالية بمقدار 50 ميجابِت/ث. والسبب من استخدامها هو أساسًا نتيجة الحاجة إلى موصلات قابلة للتفكيك في أجهزة إلكترونيات الطيران لتسهيل صيانة واستبدال الوحدة التالفة. وبينما تُعتبر الموصلات القابلة للتفكيك في الألياف البصرية الأحادية النمط عملية، إلا أنها تُظهر عددًا من مشاكل الاصطفاف الميكانيكي ولم تتقدم أكثر من مرحلة الدراسات المختبرية. (صناعة الاتصالات تَستخدِم تقنية الوصل بالصَّهر بدلاً من الموصلات، وهي تتيح إعادة وصل المزيد من الليف البصري الكافي في لفة صغيرة في نهاية الليف البصري عند الضرورة).

ومهمة تصميم موصلات قوية بفقد منخفض للألياف البصرية المتعددة النمط تم تبسيطها عن طريق العوامل الآتية:

1- الألياف البصرية المتعددة النمط لها فتحة عددية (numerical aperture (NA)) أكبر كثيرًا من الألياف البصرية الأحادية النمط. والفتحة العددية

تحدد نصف زاوية المخروط التي ضمنها سيقبل الليف البصري الضوء، وهي قياس لقدرة تجمُّع الضوء لليف البصري. أي أن:

$$\mathrm{NA} = n_1(2\Delta)^{1/2}$$

القيم النموذجية لليف البصري المتعدد النمط هي $n_1 = 1.46$ و $\Delta = 0.01$، وهذه تعطي NA قدرها 0.2. الليف البصري بالتالي سيقبل الضوء الساقط على مخروط نصف زاويته $\sin^{-1} 0.2$، أي $11.5°$ حول المحور. الفتحات العددية النموذجية لليف البصري الأحادي النمط تؤدي إلى قبول زوايا نصفية في النطاق $4°$ إلى $8°$ لأن Δ هي في النطاق 0.002 إلى 0.005.

والفتحات العددية الأكبر تسهِّل تجاوزات الاصطفاف المسموحة لنصفين من الموصل.

2- يمكن استخدام الدايودات الباعثة للضوء (LED) لمصدر الضوء المُضمَّن. وهذه تضاهي مصدر لامبرتي (Lmbertian) بملامح قدرة نصف كروية، التي إلى جانب فتحة عددية معقولة لليف بصري متعدد النمط تتيح لترتيب الاقتران البصري الفعال والبسيط بتنفيذ إقران مصدر الضوء بالليف البصري.

3- نصف القطر الأكبر للقلب يسهِّل مشاكل التجاوز الميكانيكي المسموح في اصطفاف نصفين من الموصل.

ومن الممكن في الواقع تعديل الموصلات الكهربائية الموجودة لدمج الألياف البصرية المتعددة النمط.

تطبيقات الألياف البصرية الأحادية النمط في أنظمة إلكترونيات الطيران بالتالي محصورة حاليًا على المستشعِرات البصرية مثل جيرو الليف البصري. المتطلبات المستقبلية للبيانات الكبيرة جدًا، على أيّة حال، يمكن أن تؤدي بالتأكيد إلى تبنِّيها. والوثوقية العالية لأنظمة إلكترونيات الطيران المستقبلية تجعل الحاجة إلى موصلات قابلة للتفكيك موضع شك، واستخدام تقنيات الوصل بالصَّهر هي عملية في الحالات النادرة عندما يتطلب إزالة هذه الأجهزة واستبدالها.

ولتلخيص ما سبق، استخدام الألياف البصرية لإرسال البيانات يقدِّم مزايا هامة مثل:

- إمكانية معدلات بيانات عالية (أكثر من 10 جيجابِتْ/ث باستخدام ليف بصري أحادي النمط).
- الشدة للتداخل الكهرومغناطيسي.
- العزل الكهربائي.
- السعة بدون خط أو تقارُن تبادلي.
- حديث تداخلي منخفض.
- تبدُّد أقل للقدرة.
- متطلبات منخفضة للوزن والحجم.

إن تكامل أنظمة إلكترونيات الطيران الثانوية المختلفة لزيادة فاعلية المهمة يتطلب نظام توصيل بيني شبكي قادر على الاتصال المتبادل للبيانات الرقمية المتسلسلة بسرعة عالية. الأنظمة الكهربائية الحالية، مثل نظام نقل البيانات MIL STD 1553B المُستخدَم على نحو واسع، له قيود محدِّدة مثل:

- معدل إرسال بطيء نسبيًا مقيَّد بالوسط (1 ميجابِتْ/ث).
- عدد محدود من الأطراف للاتصال (31 كحد أقصى).
- عدد محدود من الكلمات المنقولة لكل رسالة (32 كحد أقصى).
- وحدة تحكُّم مركزية تدير جميع عمليات نقل البيانات.

للتغلب على هذه المشاكل، تم تطوير عدد من أنظمة الإرسال العالية السرعة في كلٍّ من أوروبا والولايات المتحدة الأمريكية. يلخِّص الجدول (1.9) مميزاتها الهامة جدًا. هذه الأنظمة سيتم شرحها بإيجاز في الأقسام التالية.

الجدول (1.9): مميزات أنظمة الإرسال

العامل	ناقل البيانات STANAG 3910	ناقل البيانات ذو التمرير الخطي للإشارات الرمزية LTPB	ناقل البيانات الحلَقي العالي السرعة HSRB
معدل البيانات	20 ميجابِت/ث	50 ميجابِت/ث	50–100 ميجابِت/ث
تقنية التشفير	مانشستر ثنائي الطور	مانشستر ثنائي الطور	تشفير بيانات 4B/5B
الطوبولوجية	بنية ناقل البيانات	بنية ناقل البيانات	حلَقة ربط من نقطة إلى أخرى
النقل الأقصى للرسالة	4096 كلمات بيانات	4096 كلمات بيانات	4096 كلمات بيانات
عدد المحطات	31	128	128
فلسفة التحكُّم بالناقل	تحكُّم مركزي	تحكُّم موزَّع	تحكُّم موزَّع
آلية التحكُّم	التحكُّم بناقل البيانات 1553	التحكُّم بتمرير الإشارات الرمزية	التحكُّم بتمرير الإشارات الرمزية
طول ناقل البيانات	يعتمد على شبكة 1553	1000 متر	1500 متر
وسط الاتصال البيني	ألياف بصرية	ألياف بصرية أو كهربيًا	ألياف بصرية أو كهربيًا
المعيار	STANAG	جمعية مهندسو السيارات (SAE)	جمعية مهندسو السيارات
بلد المنشأ	أوروبا	الولايات المتحدة الأمريكية	الولايات المتحدة الأمريكية

LTPB = Linear Token Passing Bus ؛ HSRB = High Speed Ring Bus

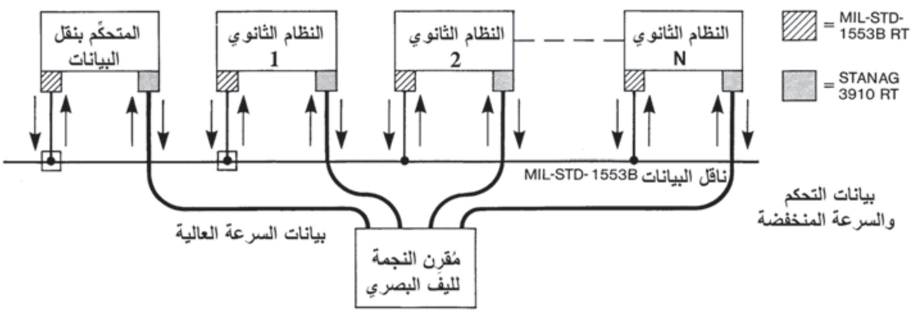
1.2.2.9 نظام نقل البيانات STANAG 3910

STANAG 3910 data bus system

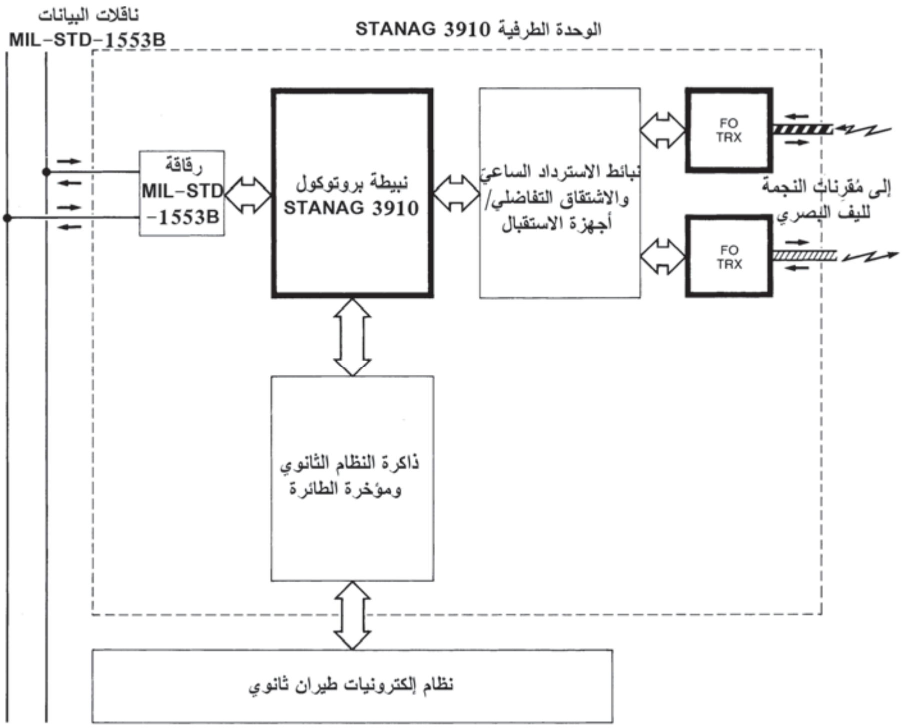
إن STANAG 3910 هو ناقل بيانات أوروبي بمعدل بيانات 20 ميجابِتْ/ث وقد تم تبنِّيه للطائرات القتالية Eurofighter Typhoon. وقد طُوِّرت هذه الطائرات القتالية المتقدِّمة بشكل مشترك بين المملكة المتحدة، وألمانيا، وإيطاليا، وأسبانيا للقوات الجوية الخاصة بها وجدولتها لدخول خدمة أسطول الطائرات حوالى عام 2004/2003.

يقدِّم ناقل البيانات زيادة جذرية في المقدرة باستخدام MIL STD 1553B (STANAG 3838) وبروتوكول التحكُّم للنقل العالي السرعة (20 ميجابِتْ/ث) للرسالة على شبكة ألياف ضوئية مبيَّن في الشكل (11.9).

مُقْرِن النجمة البصري (optical star coupler) هو مُقْرِن بصري سلبي يتيح للإشارات الضوئية الخارجة من كل ليف بصري أبتر بأن تقترن بالألياف البصرية البتراء الأخرى، ومن ثم بالأنظمة الثانوية. إنه مُقْرِن سلبي وحتمًا يعمل على تضاؤل الإشارات. على سبيل المثال، مُقرِن ذو 32 مسلكاً يعمل على تضاؤل الإشارات بمقدار 1/32، ويجب أن يؤخذ هذا في الاعتبار في أسوأ الأحوال لموارد النسبة بين الإشارة إلى الشوشرة ككل على مدى درجة الحرارة (مثلاً 55°C− إلى 100°C+). التنفيذ الأساسي للوحدة الطرفية 3910 موضح في الشكل (12.9).



الشكل (11.9): نظام نقل البيانات STANAG 3910.

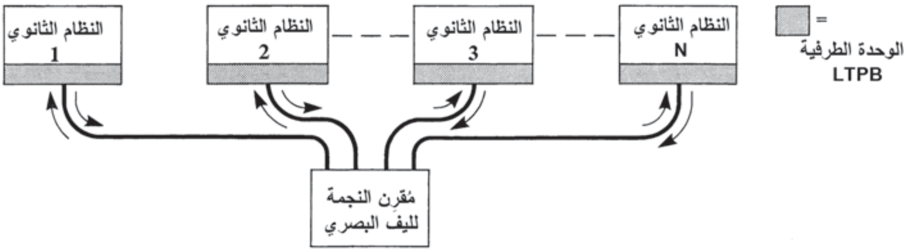


الشكل (12.9): الوحدة الطرفية STANAG 3910 (بترخيص من BAE SYSTEMS).

2.2.2.9 ناقل البيانات العالي السرعة ذو التمرير الخطي للإشارات الرمزية

Linear token passing high speed data bus

لقد طُوِّر ناقل البيانات العالي السرعة ذو التمرير الخطي للإشارات الرمزية (linear token passing high speed data bus (HSDB)) في الولايات المتحدة الأمريكية للجيل الجديد من أنظمة إلكترونيات الطيران الزُّجْلية، كما سيتم شرحه لاحقًا في القسم 3.9. الإعدادات الأساسية لناقل البيانات هذا مبيَّنة في الشكل (13.9). يَستخدِم النظام تحكُّمًا موزَّعًا عن طريق بروتوكول تمرير الإشارات الرمزية ويعمل بمعدل 50 ميجابِتْ/ث.



الشكل (13.9): ناقل البيانات العالي السرعة ذو التمرير الخطي للإشارات الرمزية.

3.2.9 أنظمة نقل البيانات المستقبلية Future data buses

في المستقبل القريب، ستُضَم كافة الوظائف، على سبيل المثال المعالِجات ذات الأداء العالي جدًا، والذاكرات، والروابط البينية، ومحوِّلات القدرة، على زُجْلة واحدة. وستقوم ناقلات البيانات بتزويد الاتصال والتواصل بين المعالِجات بالروابط البينية.

ناقلات البيانات المتسلسلة، بمتطلبات سرعتها العالية، وحجمها الصغير، ومسامير توصيلها الأقل، ستُستخدَم بشكل متزايد لجميع أنواع الاتصالات.

في نهاية المطاف، فإن ناقلات البيانات النموذجية المرشحة هي قنوات الليف البصري، و "السلك الناري" (Firewire)، والإيثرنت (Ethernet) ذو الجيجابِتْ. وناقلات البيانات ذات الأداء الأقل قد تكون مطلوبة أيضًا، مع تطويرات MIL-STD-1553B وناقل البيانات "شبكة مساحة المتحكِّم" (controller-area network (CAN)) المطوَّر بواسطة مصانع السيارات سيلبِّي كثيرًا هذا المتطلب.

4.2.9 ناقلات البيانات المتوازية Parallel data buses

تُستخدَم ناقلات البيانات المتوازية ضمن وحدات أو رفوف أنظمة إلكترونيات الطيران. وهذه الأنظمة تقريبًا لا متغيرة كهربيًا في الوقت الحاضر وتستخدِم العديد من المعايير.

قبل أن تتواجد نبائط المعالِجات الدقيقة المعقَّدة، كان المعالِج يتطلب زُجْلة من دائرة إلكترونية كاملة، فيها نبائط الذاكرة تقع على زُجْلات منفصلة، وناقل البيانات ليس سوى تمديد لإشارات المعالِج ومحمي بحاجز بشكل ملائم.

مع توافر المعالِجات الدقيقة ونبائط الذاكرة العالية الكثافة، ونمو فعالية التنفيذ في الأنظمة، تم تطوير ناقل البيانات ليقوم بتزويد التواصل بين المعالِجات بالروابط البينية الشائعة. وناقلات البيانات إما أن تَستخدِم المعايير التجارية، أو تكون قد طُوِّرت لتتوافق مع الاحتياجات الخاصة للنظام. من الأمثلة على ما سبق هما ناقل بيانات الكمبيوتر الشخصي ((personal computer (PC)) وناقل البيانات ((VERSAmodule Eurocard (VME))؛ وهذا الأخير يتضمن ناقل البيانات PIBUS المستخدَم على نطاق واسع في الطائرات القتالية F-22. (ناقل البيانات PIBUS أُنشئ بواسطة "مجموعة العمل المشترَكة لصناعة إلكترونيات الطيران" ((Joint Industry Avionics Working Group (JIAWG))).

في المستقبل، مع مستوى التكامل الأكبر واستخدام الزُّجْلات الجاهزة تجاريًا، ستكون هناك معيارية زائدة في ناقلات البيانات المتوازية.

يجب ملاحظة أنه للأنظمة المستقبلية، فإن اللجنة المتحالفة لمعايير بُنى إلكترونيات الطيران (Allied Standards Avionic Architectures Council ((ASAAC)) تقترح استخدام مؤخرة طائرة بصرية للربط بين الزُّجْلات.

3.9 بُنَى إلكترونيات الطيران الزُّجْلية المتكاملة

Integrated modular avionics architectures

لقد قمنا بتقديم خلفية عن بُنى إلكترونيات الطيران الزُّجْلية المتكاملة في القسم 1.9. أهمية إيجاد طريقة أفضل لتنفيذ أنظمة إلكترونيات الطيران يمكن تقديرها عند إدراك أن دقة إلكترونيات الطيران حاليًا تمثل حوالى 30 في المئة من التكلفة الإجمالية لطائرة جديدة. خفض هذه التكاليف ينبغي بالتالي أن يلعب دورًا

رئيسيًا في احتواء تكاليف النظام ككل والحد من التكلفة الملتوية المتأصلة في البُنى المتحدة الحالية لأن هناك تطلعاً نحو زيادة الأداء والقدرات. البُنى الجديدة لإلكترونيات الطيران الزُّجْلية المتكاملة (integrated modular avionics (IMA)) تقدِّم أفضل الرؤى لتلبية مستويات أعلى للأداء ولقدرات النظام، وزيادة توافر الأجهزة، وانخفاض مستويات الصيانة، وبالتالي خفض التكاليف مباشرة عبر دورة حياة النظام. قيود المساحة تحد من التعامل في هذا الموضوع، الذي يمكن أن يشغل عدة كتب، إلى استعراض يشرح الفلسفة الأساسية، والأهداف، والغرض من هذه البُنى الجديدة، وما يتضمنه تنفيذها باستخدام الزُّجْلات الإلكترونية المعيارية.

مصطلح بُنية إلكترونيات الطيران هو وصف بسيط مضلل لموضوع معقد جدًا ومتعدد الأوجه. وبشكل أساسي، فإن بُنية إلكترونيات الطيران هي المجموعة الكاملة من خيارات التصميم التي تقوم ببناء نظام إلكترونيات الطيران وتؤدي إلى القيام بأدائه كنظام كامل ممكن إدراكه. في الواقع، البُنية هي التصميم الكامل لنظام إلكترونيات الطيران. والتركيب المعقد لأنظمة إلكترونيات الطيران الحديثة يعني أن هناك العديد جدًا من أجزاء بُنية إلكترونيات الطيران، وبشكل عملي فإن البنية يمكن رؤيتها بشكل أفضل كتركيب من المستويات التي تتضمن:

1- **مستوى التخصيص الوظيفي** – ترتيب مكونات النظام الأساسية وتخصيص وظائف النظام إلى تلك المكونات.
2- **مستوى الاتصالات** – ترتيب المسارات الداخلية والخارجية للبيانات ومعدلات البيانات، وصِيغ الإرسال، والبروتوكولات، والكُمُون.
3- **مستوى معالجة البيانات** – المعالجة المركزية أو الموزَّعة، وأنواع المعالِجات، واللغات البرمجية، والتوثيق، وأدوات تصميم هندسة البرمجيات المُعانة بالكمبيوتر (computer aided software engineering (CASE)).
4- **مستوى المستشعِر** – أنواع المستشعرات، وموقع معالجة المستشعر، والحد الذي يمكن فيه إجراء تجميع مُخرَجات المستشعر.

5- **المستوى الفيزيائي –** الرص في الرفوف الحاملة، والأبعاد الحدودية للعلبة أو الزُّجلة، وتوفير التبريد، ومصادر القدرة الكهربائية.

وهذه ليست قائمة شاملة فهناك العديد من السمات الأخرى الهامة لإلكترونيات الطيران، على سبيل المثال التحكُّم والشاشات، وفلسفة الصيانة، الخ، التي هي بالتأكيد جزء من بُنية إلكترونيات الطيران.

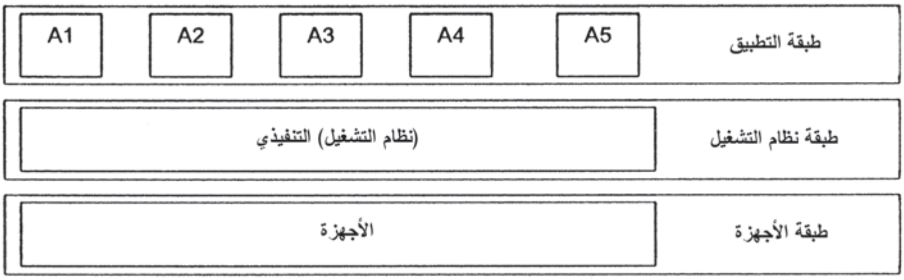
وتأثير البُنية يستمر أيضًا نزولاً حتى المستويات الدنيا من التنفيذ والتفاصيل التقنية. المستويات الأعلى، على أيّة حال، هي التي يُشار إليها غالبًا باسم "البُنية" وأنه عند هذه المستويات فإن مفاهيم إلكترونيات الطيران الزُّجْلية المتكاملة قادرة تمامًا على التأثير في تكاليف النظام ككل.

ومفهوم البرمجيات أيضًا زُجْلي، ويتكون من عدد من برامج التطبيقات التي تعمل تحت سيطرة نظام التشغيل التنفيذي. متطلبات النظام الأساسي هي:

- المواصفات الثابتة المناسبة للتوصيل البيني بين الزُّجْلات، لكل من الأجهزة والبرمجيات.
- الأجهزة المستقلة عن التطبيقات التي ستُستخدَم فيها.
- البرمجيات التطبيقية والتنفيذية المستقلة عن الأجهزة التي ستعمل عليها.
- التوصيل البيني المعياري بين التنفيذية والأجهزة من أجل المُدخَلات/ المُخرَجات.

وهذا غالبًا ما يُشار إليه باسم "الرصف الثلاثي الطبقة" (three-layer stack) وهو مبيَّن بالرسم التوضيحي في الشكل (14.9).

ولغة التطوير البرمجي الشائعة ينبغي أيضًا أن تبسِّط الصيانة الطويلة المدى للبرمجيات.



الشكل (14.9): فكرة "الرصف الثلاثي الطبقة" للبرمجيات الزُّجْلية.

بُنية أنظمة إلكترونيات الطيران كاملة للطائرات العسكرية والمصمَّمة للتطبيقات التي تستخدِم زُجْلات إلكترونيات الطيران المعيارية مبيَّنة في الشكل (15.9). نظام التواصل البيني الأساسي المقدَّم بواسطة ناقلات البيانات المُضاعَفة العالية السرعة يمكن ملاحظته في هذا الشكل. وتجميع الأنظمة التي تقوم بتنفيذ وظائف الطيران الحرج مع بعضها، مثل التحكُّم بالرحلة، والتحكُّم بالدفع، والتحكُّم بمصادر القدرة الكهربائية، والمستشعرات والمشغِّلات، في "نظام إدارة الطائرة" (aircraft management system) هو ميزة جديرة بالملاحظة. والرسم التخطيطي أيضًا تمثيلي واسع جدًا من حيث مستقبل بُنى إلكترونيات الطيران الزُّجْلية المتكاملة المدنية مع إزالة واضحة للقوالب التي تمثل "المؤَن" (أيْ الأسلحة) و"نظام إدارة المؤَن" (stores management system).

فكرة إلكترونيات الطيران الزُّجْلية تعتمد على الاستخدام المحدود النطاق للزُّجْلات المعيارية التي يتم تغليفها في شكل زُجْلية معيارية وتركيبها في عدد صغير من الرفوف المشتركة. يوضح الشكل (16.9) فكرة الرف التجريدي والزُّجْلات.

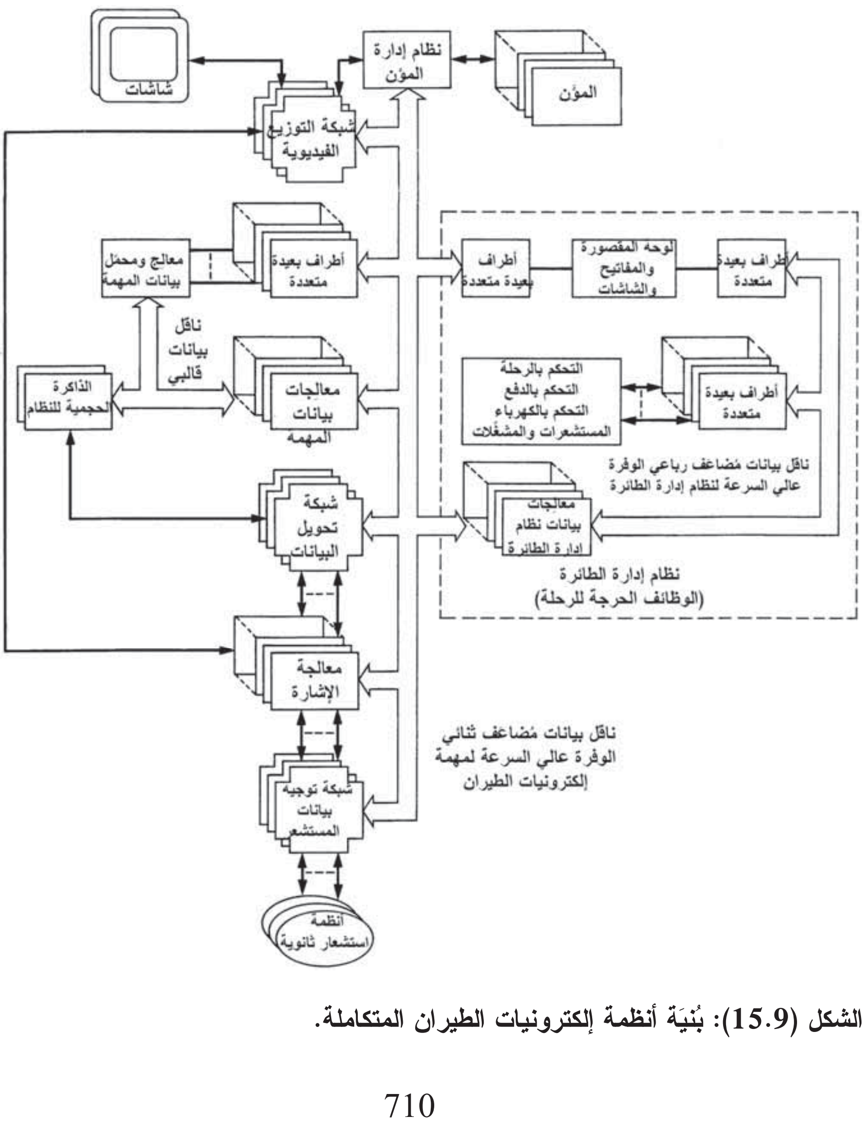
فكرة الأجهزة الزُّجْلية ليست جديدة، على أيّة حال، وقد استخدمت شركات تصنيع إلكترونيات الطيران كثيرًا التغليف الزُّجْلي للبحث عن ميزة التكلفة التنافسية ضمن أجهزتها. والاختلاف عن فكرة إلكترونيات الطيران الزُّجْلية المتكاملة هو:

أ- الاستخدام المقترح على نطاق من منصات الطائرات (بما في ذلك الهليكوبترات) للشكل المعياري 'F^3I'، أي "شكل، وتطابق، ووظيفة،

وربط بيني" (form, fit, function, and interface)، من الزُّجْلات القابلة للتبديل المشتراة من "متجر كبير لإلكترونيات الطيران".

ب- التكامل المقترح للبيانات ومعالجة الإشارات على أنظمة طائرات ثانوية منفصلة بشكل تقليدي، مما يتيح استخدام إعادة التهيئة على نحو واسع لتحسين التوافر.

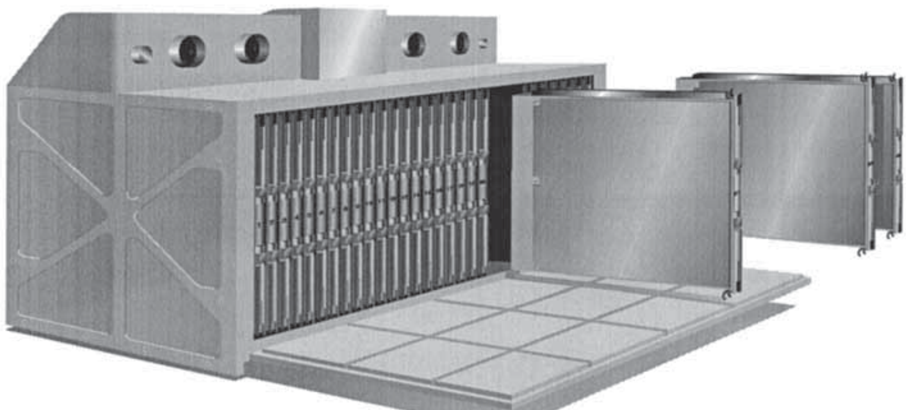
ج- استخدام الفحص المبني داخليًا بما يكفي لتشخيص الزُّجْلات المعطوبة بشكل صحيح واستبدالها عند أول خط بدون أجهزة فحص إضافية.



الشكل (15.9): بُنيَة أنظمة إلكترونيات الطيران المتكاملة.

واستخدام عدد صغير من الزُّجْلات المعيارية خفَّض كثيرًا من التطوير الابتدائي وتكاليف شراء الأجهزة من خلال تنافس، وأخيرًا من خلال اقتصاد شريحة في إنتاج الزُّجْلات. كما عمل أيضًا على خفض تكاليف الصيانة عن طريق خفض الاحتفاظ بالقطع الاحتياطية.

وبالمثل، تكامل الوظائف عبر حدود الأجهزة التقليدية يَعِد بخفض تكاثر تصميمات الزُّجْلات المختلفة على الطائرات، ويسمح بتبنِّي إعادة تهيئة الاستراتيجيات اقتصاديًا – من الأرخص حمل مجموعة من القطع الاحتياطية من الزُّجْلات التي يمكن تهيئتها لتعمل كأنظمة مختلفة بدلاً من حمل أنظمة كاملة من القطع الاحتياطية. وقد تم التخلص من الحاجة إلى خط ثانٍ لورشة وسيطة من إلكترونيات الطيران لأن المستويات العليا لاكتشاف وعزل الأعطال (عادة أكثر من 98 في المئة) باستخدام دائرة فحص مبنية داخليًا تسمح للصيانة بأن تتضمن استبدال زُّجْلة معطوبة على الطائرة بالزُّجْلة المعطوبة التي تم إعادتها إلى شركة التصنيع الأصلية للإصلاح.



الشكل (16.9): فكرة الرف والزُّجْلات لنظام إلكترونيات طيران زُجْلي متكامل (بترخيص من BAE SYSTEMS).

على أيّة حال، مع هذه المزايا تأتي العديد من التضمينات لطريقة التعاقد على وبناء الأجهزة في الوقت الراهن. وتصميم النظام المتكامل يزيد كثيرًا من كلٍّ

من تعقيد النظام والقدرة على التفاعل بين الأنظمة الثانوية. وفي نفس الوقت، فهي تلطخ الخطوط التقليدية للمسؤولية التي توجَد في الصناعة، لذلك ستتطلب فكرة تصميمية فائقة العناية ونظامية إذا تم تجميع الأنظمة المتكاملة بنجاح. لتنفيذ مثل هذه الأنظمة العالية التكامل، يُتَطّلبُ تعاون متقارب جدًا بين مهندسي الأنظمة من مختلف الشركات البائعة لإلكترونيات الطيران، وهيكل الطائرة، والبرمجيات.

ما سبق هو ملخّص للغرض من أهداف بُنى إلكترونيات الطيران الزُّجْلية والأمور العريضة التي يتم تناولها.

وتطويرها هو نشاط مستمر، وسيتم فيما يلي مناقشة التقدم الذي أحرزته في الزمن الذي كُتِبَ فيه هذا الكتاب.

تمّت دراسة إلكترونيات الطيران الزُّجْلية وإثباتها في برامج في الولايات المتحدة مثل برنامج PAVE PILLAR وبرنامج PAVE PACE خلال أواخر الثمانينيات ومطلع التسعينيات من القرن الماضي.

وتمّت تجربتها لأول مرة بشكل جدِّي على أنظمة إلكترونيات الطيران لبرنامج الولايات المتحدة "مجموعة العمل المشترَكة لصناعة إلكترونيات الطيران" (JIAWG) مما أدى إلى استخدامها في الطائرات القتالية F-22 وF-23.

هذه البرامج أخذت في الاعتبار فقط المعالجة الجوهرية واتصالات أنظمة إلكترونيات الطيران، مهمِلة بذلك بشكل كبير مجالات الربط البيني. كان النجاح محدوداً إلا أنه أيضًا لفت الانتباه إلى بعض مشاكل إلكترونيات الطيران الزُّجْلية:

- النمو في قدرة التقنية خلال فترة التطوير الموسَّع أدى إلى تصميمات ابتدائية لزُجْلات معيارية غير جذّابة ماليًا في العديد من التطبيقات، بعدد كبير من الزُّجْلات الخاصة المختلفة التي تم إدخالها.
- استخدام اللغة البرمجية Ada كلغة برمجية مشتركة، وكانت أنواع محدودة من المعالِجات الدقيقة المعيارية ناجحة بشكل عام، على الرغم من أنه بعد عدة سنوات كانت هناك مشاكل كبيرة في زوال المكونات، لأنها كانت

غير جذابة ماليًا حتى تقوم الشركات البائعة للأجهزة والأدوات بالحفاظ على توافرها.

مشاكل زوال المكونات في زُجْلة معيارية يمكن ملاحظتها بالنظر إلى التقدم السريع جدًا في التقنية التي يجري إجراؤها. القراء الذين لديهم أجهزة كمبيوتر شخصي قد لاحظوا أن السرعات الساعيَّة للمعالِج ازدادت بأكثر من ثلاثين مرة من 60 MHz في عام 1992 إلى أكثر من 2000 MHz في عام 2002. وزيادات مماثلة أيضًا أُجرِيَت في سعة نبائط الذاكرة ذات الحالة الصلبة. لذلك، يجب فرض شروط في تصميم الزُّجْلة المعيارية، وعلى وجه الخصوص في البرمجيات، لتأخذ في الاعتبار زوال المكونات والتحديث بمكونات من التقنية الحديثة. والبديل هو التعايش مع التقنية الأقدم والحصول على نبائط كافية عند الشراء الابتدائي للجهاز لتوفير قطع غيار على مدى العمر الخدمي للجهاز.

في الوقت الحاضر، إلكترونيات الطيران الزُّجْلية بشكل عام محدودة على مجالات المعالجة الرقمية والاتصالات لأنظمة المهام، ومصادر القدرة الكهربائية اللازمة لتشغيلها. هنا, يتم تنفيذ التعقيد الوظيفي في البرمجيات، ويمكن تطويرها كثيرًا بشكل مستقل عن المنصة الفعلية. ومجالات الربط البيني بمتطلبات كلٍّ منها على حِدَة أُهمِلَت بشكل كبير.

وإن كلاًّ من الطائرات القتالية Lockheed F-22 Raptor لقوات الدفاع الجوي الأمريكي والهليكوبترات Comanche للجيش الأمريكي تستعمل إلكترونيات الطيران الزُّجْلية في أنظمة مهام إلكترونيات الطيران. وإن كلاًّ من الطائرات القتالية F-22 والهليكوبترات Comanche سيتم إدخالها في الخدمة حوالى عام 2005.

أُنشئت اللجنة المتحالفة لمعايير بُنى إلكترونيات الطيران (ASAAC) في مطلع التسعينيات من القرن الماضي بمشاركة الحكومات والمؤسسات الصناعية في الولايات المتحدة، والمملكة المتحدة، وأوروبا لصياغة متطلبات ومواصفات الجيل التالي من أنظمة إلكترونيات الطيران الزُّجْلية. وقد تم تحديد ستة أنواع من

إلكترونيات الطيران الزُّجْلية لوسائل المعالجة الجوهرية (ثلاثة أنواع من المعالِجات، وذاكرة، وزُجْلة تحويل شبكي، ومصدر قدرة رفِّي) في الوقت الحاضر. وجميع الزُّجْلات تحتوي على نظام وسائل مشترك وإدارة فشل، مع إعادة التهيئة المباشرة لزُجْلات المعالجة والتحويل الشبكي التي يتم استخدامها لتقديم الزيادة في التوافر – خزائن النظام تقدِّم عددًا من الزُّجْلات الاحتياطية التي يمكن استبدالها لتحل محل زُجْلات فاشلة من نفس النوع.

4.9 المكوِّنات الجاهزة تجاريًا

Commercial off-the-shelf (COTS)

مصطلح المكوِّنات "الجاهزة تجاريًا" (commercial off-the-shelf (COTS)) يشير إلى استخدام الأجهزة الإلكترونية والبرمجيات المتوفرة تجاريًا لتنفيذ أنظمة إلكترونيات الطيران. يتم تصميم هذه الأجهزة والبرمجيات للأسواق الإلكترونية العامة، وعلى وجه الخصوص في القطاعات التحكُّمية الصناعية والقطاعات الكمبيوترية الشخصية والصناعية.

حتى منتصف التسعينيات من القرن الماضي، أغلب أنظمة إلكترونيات الطيران كانت مصممة بشكل خاص للتطبيقات، على الرغم من أن هذه الأنظمة كانت تستخدِم مكونات تجارية حيثما توفرت القطع المناسبة. التطوير التقني لنبائط أشباه الموصلات كان مدفوعًا بشكل كبير باحتياجات قطاع إلكترونيات الطيران العسكرية حتى منتصف الثمانينيات، ولكن بعد ذلك فقد طغت القطاعات التجارية والصناعية، مع تطوير والتقدُّم المستمر لمواد مثل الكمبيوترات الشخصية والهواتف الخلوية. واستخدام الأنظمة الإلكترونية المعقدة في قطاع السيارات هو مجال نامٍ يعكس بعض القيود البيئية المطلوبة بواسطة أنظمة إلكترونيات الطيران، على الرغم من أنه حتى الوقت الحاضر، فإن مثل هذه الأنظمة لم توظف تقنية المكونات الجاهزة تجاريًا.

إن الأنظمة والأجهزة الجاهزة تجاريًا تُستخدَم بشكل أساسي في طائرات النقل التجارية والعسكرية حيث تكون بيئة التشغيل غير خطرة نسبيًا. وهذه يتم إيجادها بشكل ابتدائي في مجالات حيثما تكون هناك خطورة أقل لفشل الأنظمة، على سبيل المثال خزائن الأنظمة الترفيهية، والاتصالات، والملاحة الطويلة المدى، وتشتمل على كل من الأجهزة والبرمجيات. واستخدام أسطح العرض الجاهزة تجاريًا مثل مصفوفة شاشات البلورات السائلة القابلة للتوجيه (matrix addressable LCDs) قد تم مناقشته بإيجاز في الفصل الثاني.

تطبيق الأجهزة الجاهزة تجاريًا في الطائرات القتالية والهجومية العسكرية محدود نتيجة جميع سمات بيئة التشغيل؛ الميكانيكية (الاهتزازات والصدمات)، والمناخية (درجة الحرارة والضغط)، والكهرومغناطيسية (بما في ذلك ضربات البرق وتأثيرات الأشعة). وتتوفر أجهزة خاصة "جُعِلت أكثر متانة" بتكلفة استثنائية كبيرة؛ وفيما إذا ينبغي الإشارة إلى هذه الأجهزة بأنها جاهزة تجاريًا هو موضع سؤال، لأن تطبيقها في الأنواع الأخرى من الأنظمة قد يكون محدوداً.

واستخدام الأجهزة والبرمجيات الجاهزة تجاريًا للتطبيقات ذات السلامة الحرجة، مثلاً الأنظمة الثانوية للتحكُّم بالرحلة والدفع، تثير قضايا تتعلق بالمصادقة على مثل هذه الأنظمة. هذه المصادقة تفرض إثبات المطابَقَة للغرض، وتقييمات بأن جميع الإجراءات المطلوبة قد اتُّخِذت لضمان أن مخاطر الفشل هي عند مستوى منخفض مقبول. فقد أوضحت الخبرة بأن هناك مخاطر كبيرة محتملة غير مقبولة من استخدام المكونات الجاهزة تجاريًا، سواء الأجهزة أو البرمجيات، نتيجة لما يلي:

- الافتقار إلى جودة التصميم، والتوثيق، والضمانات، والكفالة.
- الافتقار إلى المعايير والمواصفات الثابتة.
- العمر الزمني القصير المفروض بواسطة الضغوطات التجارية.

- الافتقار إلى التوافق الأمامي والخلفي المضمون.

ومشاكل سلامة البرمجيات قد تبدو بأنها تحول دون استخدام معظم البرمجيات الجاهزة تجاريًا في تطبيقات السلامة الحرجة. واستخدام المكونات الجاهزة تجاريًا، مع ذلك، مرجح بأن يزداد في التطبيقات العسكرية نتيجة فوائدها الجوهرية للأداء/التكلفة. وفرض شروط في برمجيات النظام تتلاءم مع المكونات الجديدة الجاهزة تجاريًا لتحل محل المكونات الزائلة الجاهزة تجاريًا من الواضح أنه ضروري، كما ذُكِر سابقًا.

ودرجة العزل البيئي التي يمكن توفيرها بواسطة الرفوف/الخزائن الإلكترونية المصممة بشكل مناسب من حيث العزل ضد الاهتزازات وتوفير التبريد (بالهواء أو السائل المدفوع أو ربما كليهما) يمكن أن يطيل من استخدام المكونات الجاهزة تجاريًا في التطبيقات العسكرية.

الاستخدام المتزايد للمكونات الجاهزة تجاريًا في الطائرات بدون طيار محتمل جدًا أيضًا.

قراءات إضافية **Further reading**

Ghatak, Ajoy and K. Thyagarajan. *Optical Electronics*. Cambridge [England]; New York: Cambridge University Press, 1989.

الفصل العاشر

المَركَبات الجوية بدون طيار

Unmanned Air Vehicles

1.10 أهمية المَركَبات الجوية بدون طيار

Importance of unmanned air vehicles

الأهمية المتنامية للمَركَبات الجوية بدون طيار (unmanned air vehicles (UAVs)) لإنجاز عدد متزايد من الأدوار العسكرية قد أصبحت واضحة جدًا على مدى العقد الماضي. كما أن لها أيضًا تطبيقات مدنية، وخصوصًا في مهام الرصد والمراقبة، على الرغم من أن قضايا التشريع والسلامة يجب حلها.

تعتمد المَركَبات الجوية بدون طيار تمامًا على أنظمة إلكترونيات الطيران لكي تقوم بوظيفتها وتنجز مهامها، ومن المفترض أن كِتابًا لعام 2002 عن إلكترونيات الطيران ينبغي أن يقدم على الأقل استعراضًا موجزًا. قيود المساحة تحد تغطية هذا الموضوع على بعض الصفحات فقط والذي يمكن أن يشغل عدة مجلدات.

يجب ملاحظة أن هناك عدداً من التسميات البديلة قد استُخدِمت للمَركَبات الجوية بدون طيار مثل الطائرات بدون طيار (unmanned aircraft (UMAs))، والمَركَبات الجوية بدون طيار، والمَركَبات المُقادة عن بعد (remote piloted vehicles (RPVs))، والمَركَبات الجوية القتالية غير المأهولة (uninhabited combat air vehicles (UCAVs)). المَركَبات الجوية بدون طيار هو مصطلح تم

تبنِّيه في هذا الكتاب للتصنيف النوعي لكل من الأنظمة المدنية والعسكرية. والمَركَبات الجوية القتالية غير المأهولة تُستخدَم للمَركَبات الجوية بدون طيار بدور هجومي قتالي بدلاً من الرصد السلبي.

المزايا الأساسية للمَركَبات الجوية بدون طيار هي قدرتها على إنجاز مهام خطرة، وحساسة أو معتمة بأسلوب غير مكلف. وتُستخدَم الآن على نحو واسع في مدى مهام الرصد بدءًا من رصد أرض المعركة وإحراز الهدف عند الارتفاعات المنخفضة نوعًا ما عند حوالى 3000 قدم فوق مستوى التضاريس إلى مهام الرصد/الاستطلاع الطويل المدى التي يتم إنجازها عند الارتفاعات العالية.

ويجري تطوير المَركَبات الجوية القتالية غير المأهولة للأدوار الهجومية كقمع لدفاعات العدو.

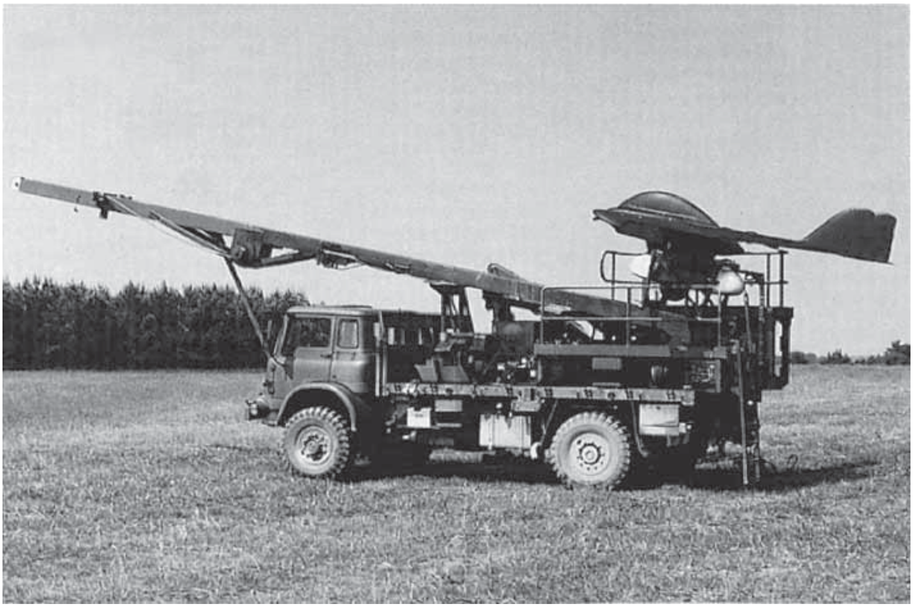
والمَركَبات الجوية القتالية غير المأهولة الصغيرة التي يمكن إطلاقها من الطائرات القتالية الأم يجري أيضًا دراستها لمهام الاعتراض.

ومن بين مزايا إبعاد الطيار هي أن 'g' القتالية يمكن زيادتها بعامل أو عاملين أو أكثر من الحد 9g المفروضة بواسطة الطيار، بحيث تكون المَركَبة الجوية القتالية غير المأهولة أكثر قابلية للمناورة، كما أن قابلية البقاء تزداد. ويمكن صناعة المَركِبة الجوية أصغر وأكثر "استراقًا" (stealthy). كما يمكن حمل المزيد من الوقود، أو الحمولة، أو الأسلحة عوضًا عن الطيار وجميع أجهزة دعم الطيار، بما في ذلك المقعد القاذف، مما يتيح لهيكل الطائرة الأصغر بأن تكون له قدرات أكبر.

والمَركَبات الجوية القتالية غير المأهولة من المحتمل أن تكون تكلفتها ثلث تكلفة الطائرات بدون طيار، وأن تكون أرخص بمقدار 75 في المئة للتشغيل والصيانة.

الصورة الواحدة تغني عن ألف كلمة، كما يقول المثل، وتبيِّن الأشكال (1.10)، و(2.10)، و(3.10) المَركَبة الجوية بدون طيار "فينيكس" (Phoenix) التابعة للجيش البريطاني، والمحطة الأرضية للمَركَبة فينيكس، وشاشات المحطة

الأرضية، على التوالي. ويبيِّن الشكل (4.10) الدليل التكنولوجي للمَركَبة الجوية القتالية غير المأهولة وهي طائرة البوينغ DARPA X-45A. العناوين أسفل الأشكال التوضيحية توجز باختصار مميزاتها وأدوارها.



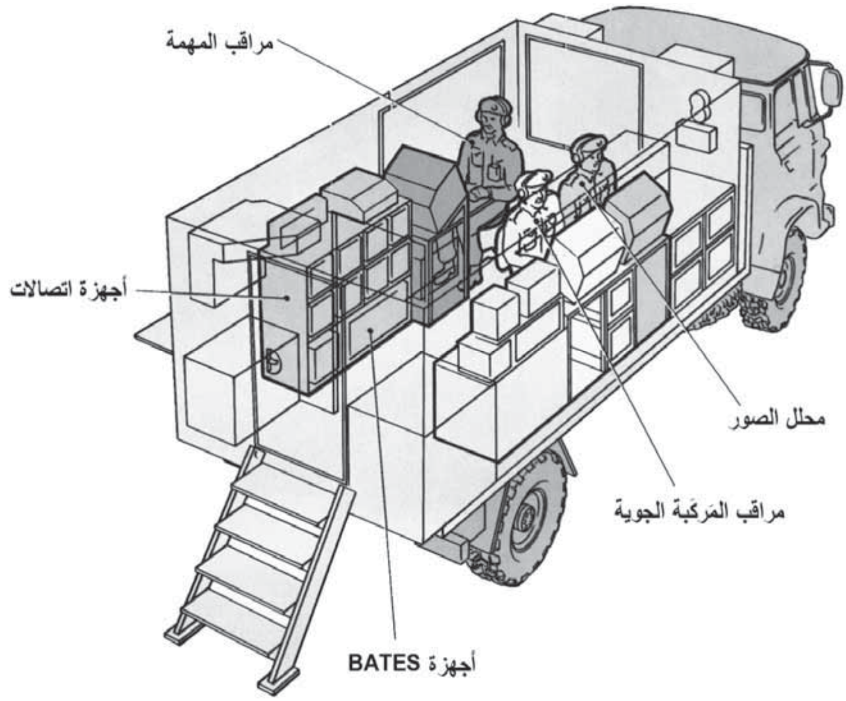
الشكل (1.10): المَركَبة الجوية فينيكس على عربة إطلاق (بترخيص من BAE SYSTEMS).

فينيكس هو نظام رصد لأرض المعركة وإحراز الهدف تابع للجيش البريطاني. هذا النظام عالي الحركة؛ حيث يتم إطلاق المركبة بالقذف الغازي الهوائي المضغوط من عربة إطلاق. ويتم استرجاعها بمظلة هبوط (باراشوت).

حجرة المهمة السفلية التعليق يتم تثبيتها عن طريق اللف، وذلك لتوفير القدرة على الدوران السطحي، والتصوير الأفقي لأعلى، واستقطاب هوائي بيانات الربط.

ويتم تركيب مستشعِر الأشعة تحت الحمراء في برج مستقر، مما يعطي استقراراً ممتازاً للصورة وله تلسكوب تزويم بتكبير 2.5 إلى 10 مرات.

المَركَبات الجوية بدون طيار والمَركَبات الجوية القتالية غير المأهولة بالتأكيد ستصبح إحدى العناصر السائدة في أيٍّ من المواجهات المستقبلية على مدى هذا العصر مع تقدم التكنولوجيا، كما أنها تتضمن درجة متزايدة من الذكاء الاصطناعي. حقبة "حروب الإنسان الآلي" (robot wars) يبدو أنها تقترب وما يسمى الآن بالخيال العلمي ('sci fi') قد يصبح حقيقة في المستقبل غير البعيد جدًا.



الشكل (2.10): المحطة الأرضية المتحركة لفينيكس (بترخيص من BAE SYSTEMS).

يتم تشغيل فينيكس بواسطة فريق من ثلاثة رجال، ولا يتطلب التشغيل مهارات قيادة الطائرة. وهذا الفريق يتكون من:

مراقب المهمة – يستقبل ويصنف الأدوار إلى مهام – ينفذ أولويات المهمة – ينفذ التغييرات ويعيد تخطيط المهمة – يقوم بالربط مع وكالات تنفيذ المهمة.

محلل الصور – يخطط أنماط البحث – يبرمج أنماط مسح المستشعر – يتحكم بمسح المستشعر بواسطة "طيران بصمة قدم المستشعر" (flying footprint) على شاشة خريطة متحركة ملونة باستخدام ذراع تحكم – يكشف عن، ويشخص، ويحدد، ويضع علامة على الهدف.

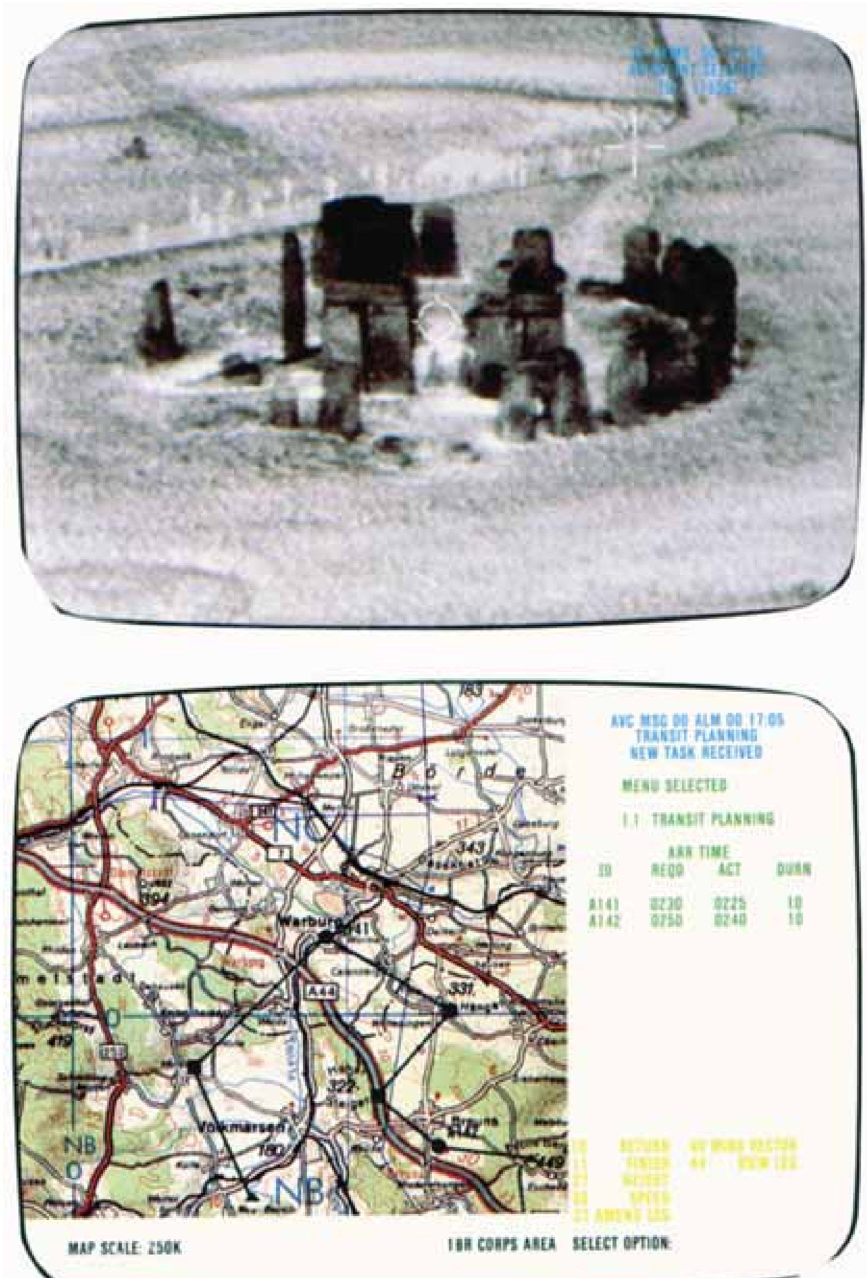
مراقب المَركَبة الجوية – يقوم بإنتاج خطة الرحلة – ينفذ خطة الرحلة – يتحكم بالمَركَبة الجوية أثناء المهمة – يقوم بتشغيل أنماط الرحلة المستقلة.

التحكمات الذهنية، مثل "طيران بصمة قدم المستشعر"، تقلّل من عبء أعمال العامل.

والمَركَبات الجوية بدون طيار قادرة أيضًا على إنجاز عدد من الأدوار المدنية، حيث تقوم بمهام الرصد والمراقبة.هذه المهام تتضمن خفر الحدود ضد تهريب الأدوية أو المهاجرين غير القانونيين، وخفر الشواطئ، وتفتيش خطوط القدرة الكهربائية، ومراقبة خطوط أنابيب الغاز أو النفط، والغابات، والمراقبة البيئية أو الزراعية، ومراقبة الحركة المرورية، ورصد المدن. وقد استُخدِمت أيضًا لرش المحاصيل الزراعية في اليابان.

العقبات الرئيسية على تطبيقاتها المدنية هي، كما أشرنا سابقًا، حل قضايا التشريع والسلامة.

على سبيل المثال، مفهوم الفضاء الجوي لقوانين الطيران المرئي (visual flight rules (VFR)) الأساسية هي واحدة من مفاهيم "انظرْ وتفادَ" (see and avoid)، وتتضمن طيارًا على متن الطائرة. السلطات التنظيمية ستحتاج إلى تعريف مفهوم مماثل وهو "استشعِر وتفادَ" (sense and avoid) باستخدام تشكيلة من طرق الإحساس إذا كانت المَركَبات الجوية بدون طيار ستتشارك في نفس الفضاء الجوي، كما هو الحال في الطائرات المدنية. طرق الاستشعار هذه قد تتضمن مراقبة الحركة المرورية الآلية (automatic traffic monitoring (ATM))، أو الرادارات، أو المستشعِرات الكهروبصرية، أو المستشعِرات الأخرى التي يمكن أن تنجز نفس الوظيفة. وإدخال أنظمة استشعار الحركة المرورية الآلية ضد التصادم التي تستند إلى الأقمار الصناعية على متن أغلب الطائرات قد يعمل على حل هذه المشكلة مع مرور الزمن.



الشكل (3.10): شاشات المحطة الأرضية المتحركة لفينيكس (بترخيص من BAE SYSTEMS).

الصورة العلوية تبيِّن تصوير بالأشعة تحت الحمراء لمدينة ستونهينج (Stonehenge) بالمملكة المتحدة، أُخِذَت في ظلمة الانحدار، والصورة السفلية تبيِّن شاشة خريطة متحركة ملوَّنة.

2.10 إلكترونيات طيران المَركَبات الجوية بدون طيار

UAV Avionics

إلكترونيات الطيران التي تم تغطيتها في هذا الكتاب، في معظم الأحوال، قابلة للتطبيق بالتساوي على كل من الطائرات بطيار والطائرات بدون طيار. السمات المحددة لتطبيقات الطيار بدون طيار سيتم التعليق عليها بإيجاز فيما يلي.

الشاشات والتفاعل بين الإنسان والآلة – من الواضح أن شاشات الرأس المرتفع غير مطلوبة في نظام المَركَبة الجوية بدون طيار، إلا أن شاشات الرأس المرتفع ضرورية في محطات التحكُّم الأرضية، أو الطائرات الأم، لعاملي المَركَبة الجوية بدون طيار.

والشاشات، على سبيل المثال، مطلوبة لمعلومات المهمة، ووضع المَركَبة الجوية بدون طيار (العلو، والسرعة، والارتفاع، والاتجاه، والموضع، الخ)، وحالة أنظمة المَركَبة الجوية بدون طيار، والخريطة المتحركة الملونة التي تبيِّن الوضع الملاحي، والهدف، الخ، والتصوير الفيديوي، وتصوير مستشعر الأشعة تحت الحمراء، والرادار (رادار الفتحة الاصطناعية (synthetic aperture radar (SAR))، ووضع التهديد. وتحديد هوية «الصديق من العدو» بالرؤية عن بُعد، أو بالوسائل الأخرى، ستكون ضرورية إذا تطلب تفادي حوادث ما تسمى «النيران الصديقة» في الهجوم الأرضي أو الاعتراض الجوي بواسطة المَركَبة الجوية القتالية غير المأهولة.

وأسطح الشاشات الكبيرة يمكن استخدامها في محطة التحكُّم الأرضي، لأن هذه الشاشات خالية من قيود المساحة الكبيرة لمقصورة الطائرة.

المحطات الأرضية المتحركة التي تعمل في قيود مساحية وبيئية أكثر قساوة ستقوم عادة بتقييد حجم أسطح الشاشة إلى تلك لمحطة عمل تجارية. وفي الواقع، فإن محطات العمل التجارية «الصلبة» يجري استخدامها في بعض الأنظمة.

ويمكن استخدام الشاشات المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة في المحطات الأرضية الصغيرة العالية الحركة. والشاشة المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة التي

تعرض زوجاً من الصور المجسَّمة للعين اليسرى والعين اليمنى يمكن أن تقدم عرضًا ثلاثي الأبعاد لعامل المَركَبة الجوية بدون طيار، وتعطي إدراكًا وضعيًا أفضل؛ في الحقيقة، مقصورة تقديرية. الشاشات المركَّبة في الخوذة يمكن أن تكون حلاً غير مُكْلِفٍ للتزود بشاشات لأنها تتفادى ضرورة تركيب شاشات رأس منخفض ثابتة.

الديناميكا الهوائية والتحكم بالرحلة – المواد المقدمة في الفصل الثالث ذات صلة بالكامل بالمَركَبات الجوية بدون طيار.

دوال الانتقال الرياضية التي تحسب الاستجابة الديناميكية لطائرة عادية لانحرافات سطح التوجيه هي نفسها سواءً كانت الطائرة بطيار أو بدون طيار. والمَركَبة الجوية بدون طيار قد تكون غير مستقرة ديناميكيًا هوائيًا، على أيّة حال، نتيجة مميزات الأداء التي يمكن تحقيقها بإعدادات ديناميكية هوائية غير مستقرة.

التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك – مرة أخرى، المواد المقدمة في الفصل الرابع ذات صلة بالكامل؛ حيث إن جميع المَركَبات الجوية بدون طيار في الأصل تطير بواسطة الأسلاك. والجيل الجديد من المَركَبات الجوية القتالية غير المأهولة التي هي حاليًا قيد التطوير تستغل إعدادات الاستراق، وستكون بشكل عام غير مستقرة ديناميكيًا هوائيًا من أجل الأداء الأقصى، والوزن المنخفض، وخصائص الاستراق المُحسَّن.

نظام التحكُّم بالرحلة الوافر والقادر على البقاء من الفشل سيتم الاحتياج إليه بشكل عام، ولكن احتمالية الفشل الأقل قد تكون مقبولة ربما من وجهة نظر غياب الطيار أو الطاقم. على سبيل المثال، المقدار 10^{-5} لكل ساعة يمكن أن تكون مقبولة، وهذا يعتمد على مهمة المَركَبة الجوية القتالية غير المأهولة.

مستشعرات القصور الذاتي واشتقاق الوضع – الشرح الذي قُدِّم عن مستشعر القصور الذاتي واشتقاق الوضع من المستشعرات المُحكَمة التثبيت قابل للتطبيق بالمثل على أنظمة مستشعرات الطائرات بطيار والمَركَبات الجوية بدون طيار. وإعدادات جيروات الليف البصري ومستشعرات المحاور المتخالفة تمنح عدة مزايا

في تطبيقات المَركَبات الجوية بدون طيار (وأيضًا الطائرات بطيار) من حيث التكلفة، والوثوقية، والأداء، والوزن، والمتانة، والتوافر.

أنظمة المِلاحة – الشرح الذي قُدِّم عن نظام المِلاحة في الفصل السادس مرة أخرى متعلق بالمثل بالطائرات بطيار والطائرات بدون طيار. والدور الحيوي الذي تلعبه أنظمة الملاحة بالأقمار الصناعية (نظام GPS) وروابط اتصالات الأقمار الصناعية في المَركَبات الجوية بدون طيار الحالية والمستقبلية جديرة بالملاحظة. أنظمة الأقمار الصناعية هذه، على أيّة حال، عرضة للهجوم من قِبَل الأعداء القادرين على تشويشها أو إعطابها.

أنظمة المِلاحة المعتمدة على التضاريس تُستخدَم في الصواريخ والطائرات التطوافية. ولها مزايا كبيرة في تطبيقات المَركَبات الجوية بدون طيار والمَركَبات الجوية القتالية غير المأهولة من حيث كونها قائمة بذاتها تمامًا وغير قابلة للتشويش وأيضًا الدقة العالية. وهذه الأنظمة مستقلة تمامًا عن الأنظمة الخارجية مثل الأقمار الصناعية أو المحطات الأرضية.

أنظمة البيانات الجوية – الشرح الذي قُدِّم في الفصل السابع بالمثل قابل للتطبيق على المَركَبات الجوية بدون طيار والمَركَبات الجوية القتالية غير المأهولة – نظام البيانات الجوية ضروري للتحكُّم ولإرشاد المَركَبة الجوية.

أنظمة الطيار الآلي وإدارة الرحلة – معظم المواد في هذا الفصل قابلة للتطبيق على المَركَبات الجوية بدون طيار والمَركَبات الجوية القتالية غير المأهولة، وعلى وجه الخصوص أنماط الطيار الآلي الأساسية. نظام إدارة الرحلة ضروري في جميع ولكن في أبسط المَركَبات الجوية بدون طيار. وفي المَركَبات الجوية بدون طيار الأصغر (مثلاً فينيكس) فإن وظيفة نظام إدارة الرحلة يتم إنجازها بشكل عام بواسطة كمبيوتر المحطة الأرضية.

أنظمة إلكترونيات الطيران المتكاملة – تُعتبَر المَركَبات الجوية بدون طيار المُرشَّح الأساسي لأنظمة إلكترونيات الطيران المتكاملة واستغلال الأجهزة الجاهزة تجاريًا،

وأيضًا البرمجيات الجاهزة تجاريًا في بعض المجالات، على سبيل المثال، في المحطات الأرضية.

تكلفة نظام المَركَبة الجوية بدون طيار وقدرته على إنجاز مهام أقل كلفة من الطائرة بطيار ستكون الدافع الأساسي لأنظمة إلكترونيات طيران المَركَبات الجوية بدون طيار والمَركَبات الجوية القتالية غير المأهولة. والتكلفة الكلية، بما في ذلك تكاليف التشغيل والصيانة، من الواضح ستستفيد من فكرة بُنية نظام إلكترونيات الطيران المتكاملة.

الثبت التعريفي

المركز الديناميكي الهوائي (Aerodynamic Centre): النقطة التي حولها لا يتغير عزم الانحدار مع زاوية السقوط (شريطة أن تكون السرعة ثابتة).

المشتق الديناميكي الهوائي (Aerodynamic Derivative): المشتقة الجزئية للقوة الديناميكية الهوائية أو العزم بالنسبة إلى متغيِّر معيَّن. وللتغيُّرات الصغيرة في ذلك المتغيِّر، فإن القوة المتزايدة الناتجة أو العزم تساوي (المشتق) × (التغيُّر المتزايد في المتغيِّر).

العملية الأدياباتيكية (Adiabatic Process): العملية التي فيها لا تدخل الحرارة إلى أو تغادر النظام.

الاسترداف (Aliasing): التأثيرات الناتجة من فحص عيِّنات البيانات بتردد عيِّني أقل من تردد مُركِّبات الشوشرة الموجودة في الإشارة، بحيث يتم إدخال الإشارات المنخفضة التردد الزائفة من الشوشرة التي فُحِصت عيِّنتها.

كثافة الهواء (Air Density): الكتلة لكل وحدة حجم من الهواء.

نسبة كثافة الهواء (Air Density Ratio): النسبة بين كثافة الهواء إلى قيمة كثافة الهواء عند الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر. انظر "الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر" (Standard Sea Level Conditions).

الارتفاع (Altitude): علو الطائرة فوق سطح الأرض.

الوضع (Attitude): الاتجاه الزاويّ للطائرة بالنسبة إلى مجموعة من المحاور المرجعية الأرضية. وهذا يتم تحديده بواسطة زوايا يولر الثلاثة – زاوية الانعراج (أو الاتجاه)، وزاوية الانحدار، وزاوية الميل الجانبي. انظر "زوايا يولر" (Euler Angles).

زاوية الميل الجانبي (Bank Angle): الزاوية التي خلالها ينبغي أن تدور الطائرة حول محور الدحرجة لجعلها في اتجاهها الحالي من موضع مستوى الأجنحة، يلي ذلك دوراني الانحدار والانعراج. انظر "زوايا يولر".

المتحكِّم بناقل البيانات (Bus Controller): الوحدة التي تتحكم بإرسال البيانات بين الوحدات المتصلة بنظام ناقل البيانات المضاعَف MIL STD 1553B.

السرعة الجوية المعايَرة (Calibrated Airspeed): السرعة التي تحت الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر ستعطي نفس ضغط التصادم كما هي مقاسة على الطائرة. انظر "الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر" (Standard Sea Level Conditions).

ظروف الهبوط من الفئة I، II، III (Category I, II, III Landing Conditions): هذه الفئات الثلاثة تحدد ظروف الرؤية للهبوط من حيث سقف الرؤية الرأسية ومدى رؤية المَدْرَج؛ حيث تنخفض الرؤية مع زيادة رقم الفئة.

الكيموسفير (Chemosphere): المنطقة التي تقع أعلى ارتفاع الاستراتوبوز المقدَّر بـــ 20,000 متر (65,617 قدم) إلى 32,004 متر (105,000 قدم) حيث يُفترَض أن درجة الحرارة تزداد خطِّيًا مع زيادة الارتفاع عند 1.0×10^{-3} درجة مئوية/متر.

التسديد (Collimation): الشاشة المسدَّدة بصريًا هي تلك التي تكون فيها الأشعة القادمة من أي نقطة معيَّنة على الشاشة جميعها متوازية بعد خروجها من نظام التسديد.

المُجمِّع (Combiner): العنصر البصري لشاشة الرأس المرتفع الذي من خلاله يرى الطيار العالم الخارجي الذي يجمع صورة الشاشة المُسدَّدة مع مشهد العالم الخارجي.

الترشيح المتتام (Complementary Filtering): المجموعة المؤلفة من البيانات القادمة من مصادر مختلفة خلال مرشحات مناسبة، التي تختار أفضل السمات لكل مصدر، بحيث يمكن تجميع خصائصها المتباينة لتُتَمِّم كلٌّ منها الأخرى.

الحركة المخروطية (Coning): الحركة الناتجة من جسم يعاني اهتزازين زاويَّين، لهما نفس التردد وهما مختلفان في الطور بمقدار $90°$ حول محورين متعامدين للجسم.

التوحيد (Consolidation): عملية اشتقاق قيمة واحدة لكمية من القيم التي يتم الحصول عليها لتلك القيمة من مصادر مستقلة متعددة؛ على سبيل المثال، اختيار القيمة المتوسطة.

تسارع كوريوليس (Coriolis Acceleration): التسارع الذي يتم إدخاله عندما تقاس حركة مَركَبة بالنسبة إلى إطار دائر من المحاور المرجعية.

ارتفاع الحسم (Decision Height): هو أدنى سقف رؤية رأسية لإنجاز الهبوط بأمان.

المشتق (Derivative): انظر "المشتق الديناميكي الهوائي".

النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي التفاضلي (Differential GPS): تحديد موضع محطة متحركة في الوقت الفعلي بواسطة مدى كاذب مصحَّح (وربما منعَّم طوريًا أو بمرشح دوبلر) لنظام GPS. ويتم تقدير التصحيحات عند "محطة مرجعية" ساكنة وإرسالها إلى محطة متحركة. وقد تكون ثمة محطة مراقبة جزءًا من النظام، كتدقيق للجودة على إرساليات المحطة المرجعية.

معامل السَّحْب (Drag Coefficient): معامل لابُعدي وهو دالة في زاوية السقوط ويُستخدم للتعبير عن خصائص توليد السَّحْب لسطح انسياب هوائي.

زاوية الانجراف (Drift Angle): الزاوية بين الإسقاط الأفقي للمحور الأمامي للطائرة والمُركِّبة الأفقية لمتجه سرعة الطائرة.

الضغط الديناميكي (Dynamic Pressure): الضغط المبذول لجعل الدفق الهوائي المتحرك ساكنًا بافتراض أن الهواء غير قابل للانضغاط.

معاملات الزِّيج (Ephemeris Parameters): وهذه تتكون من 16 معاملاً تحدد بيانات الموضع المداري للقمر الصناعي لنظام GPS بالنسبة إلى المحاور المرجعية الأرضية.

العصر (Epoch): أجهزة استقبال GPS توفر فيضًا من تقديرات الموضع والمعاملات المصاحبة لها. المَعلَم الزمني المعطى لكلّ مشاهدة تعرف باسم العصر.

زوايا يولر (Euler Angles): وضع الطائرة يتحدد بواسطة مجموعة من ثلاثة دورانات مرتبة، تعرف باسم زوايا يولر، من إطار محور مرجعي ثابت؛ حيث يُفتَرض بأن الطائرة مبدئيًا مصطفة مع المحاور المرجعية:

1- دوران مع حركة عقارب الساعة في المستوى الأفقي خلال زاوية الانعراج حول محور الانعراج (أو المحور الرأسي).

2- دوران مع حركة عقارب الساعة خلال زاوية الانحدار حول محور الانحدار (أو محور الانزلاق الجانبي).
3- دوران مع حركة عقارب الساعة خلال زاوية الميل الجانبي حول محور الدحرجة (أو المحور الأمامي).

معاملات يولر المتناسقة (Euler Symmetrical Parameters):
تُستخدَم هذه المحاور الأربعة لاشتقاق وضع المَركَبة في نظام مُحكَم التثبيت، وهي دوال في جيوب تمام الاتجاهات الثلاثية المحور التي حولها سيقوم دوران واحد بجلب المَركَبة من الاصطفاف الابتدائي بإطار محور مرجعي إلى الاتجاه الحالي لها، وزاوية الاتجاه الواحدة. هذه المعاملات الأربعة تساوي:

جيب التمام (نصف زاوية الدوران)
(جيب تمام الاتجاه 1) × جيب (نصف زاوية الدوران)
(جيب تمام الاتجاه 2) × جيب (نصف زاوية الدوران)
(جيب تمام الاتجاه 3) × جيب (نصف زاوية الدوران)

قطر بؤبؤ المَخْرَج (Exit Pupil Diameter): قطر الكرة التي ضمنها تكون عين المشاهد قادرة على رؤية الشاشة كاملة؛ حيث يقع مركز بؤبؤ المَخْرَج عند موضع العين التصميمية.

نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك (Fly-by-Wire Control System): هو نظام تحكُّم بالرحلة حيث يتم إرسال جميع الأوامر وإشارات التحكُّم كهربيًا، ويتم تشغيل أسطح التوجيه الديناميكية الهوائية من خلال كمبيوترات يتم تغذيتها بإشارات أوامر الطيار، وحالة الطائرة من مستشعرات مناسبة للحركة.

بوَّابة الفيض (Fluxgate): مستشعر للمجال مغناطيسي يقدِّم إشارة خَرْج كهربائية تتناسب مع المجال المغناطيسي.

المحاور السمتية الحرة (Free Azimuth Axes): مجموعة محاور على المستوى المحلي، التي فيها تدور المحاور الأفقية في الفراغ حول المحور الرأسي المحلي.

هامش الكسب (Gain Margin): مقدار كسب العروة يمكن زيادته في نظام العروة المغلقة قبل أن يحدث عدم الاستقرار لأن كسب العروة المفتوحة عند التردد الذي فيه تخلُّف طور 180° يكون قد بلغ 0 dB (الوحدة).

الكسب (Gearing): مصطلح يُستخدَم في أنظمة التحكُّم بالرحلة لتحديد كسب التغذية الخلفية بدلالة الحركة الزاويَّة لسطح التوجيه لكل وحدة تغيُّر زاويّ، أو، وحدة تغيُّر سرعة زاويَّة في الكمية المتحَكَّم بها، مثلاً 1° زاوية سطح الذيل/1° لكل ثانية معدل انحدار.

التخفيف الهندسي للدقة (Geometric Dilution of Precision): فقدان الدقة في حوسبة الموضع بواسطة مستقبل نظام GPS نتيجة الترتيب الهندسي للمستخدِم والقمر الصناعي قيد النظر.

الدائرة الكبرى (Great Circle): الدائرة التي على سطح كرة، التي مستواها يمر خلال مركز الكرة.

تحديد الاتجاه بالجيرو (Gyro Compassing): طريقة لتحديد اتجاه الشمال الحقيقي باستخدام جيرو بجودة القصور الذاتي لقياس مُركِّبات السرعة الزاويَّة للأرض.

زاوية الاتجاه (Heading Angle): الزاوية الواقعة بين الإسقاط الأفقي للمحور الأمامي للطائرة واتجاه الشمال الحقيقي.

ضغط التصادم (Impact Pressure): الضغط المبذول لجعل الدفق الهوائي المتحرك ساكناً عند تلك النقطة.

زاوية السقوط (Incidence Angle): الزاوية التي تقع بين اتجاه متجه الريح النسبي إلى خط وتر سطح الانسياب الهوائي (خط إسناد خلال مقطع سطح الانسياب الهوائي). وتعرف أيضًا باسم "زاوية الهجوم" (Angle of Attack) في الولايات المتحدة الأمريكية.

السرعة الجوية المبيَّنة (Indicated Airspeed): السرعة تحت الظروف المعيارية لسطح البحر، التي تعطي نفس ضغط التصادم كما لتلك المقاسة بواسطة مؤشر السرعة الجوية. وهي في الأساس لها نفس كمية السرعة الجوية المعايَرة إلا أنها تتضمن أخطاء الجهاز وأخطاء ضغط المصدر الساكن.

درجة حرارة الهواء المبيَّنة (Indicated Air Temperature): انظر "درجة حرارة الهواء المقاسة" (Measured Air Temperature).

مجال الرؤية اللحظي (Instantaneous Field of View): التغطية الزاويَّة للصور التي يمكن رؤيتها بواسطة المشاهِد عند أيّ لحظة معيَّنة.

مرشِّح كالْمان (Kalman Filter): خوارزمية معالجة بيانات تكرارية تقوم بمعالجة قياسات المستشعر لاشتقاق أفضل تقدير للكميات ذات الاهتمام (الحالات) للنظام باستخدام المعرفة بالديناميكية الجهازية للنظام والقياس، وعدم اليقين، والشوشرة، وأخطاء القياس، ومعلومات الشروط الابتدائية.

العُقدَة (Knot): مقياس لسرعة المَركَبة؛ حيث العُقدَة الواحدة تساوي ميلاً ملاحياً واحداً لكلّ ساعة.

معدل الهبوط (Lapse Rate): المعدل الذي فيه درجة الحرارة يُفترَض بأنها تقل مع زيادة الارتفاع.

الكُمُون (Latency): التأخر الزمني بين الفحص العيِّني لإشارة ومعالجتها بحيث تتخلف مُخرَجات الإشارة المعالَجة عن الإشارة الحقيقية في

الزمن. تخلُّف الطور الناتج يمكن أن يبذل تأثيرًا غير مستقر في نظام التحكُّم بالعروة المغلقة.

خط العرض (Latitude): الزاوية المحصورة عند مركز الأرض بواسطة القوس على طول خط الزوال المار خلال النقطة، وتقاس من خط الاستواء إلى هذه النقطة.

معامل الرفع (Lift Coefficient): معامل لابُعدي وهو دالة في زاوية السقوط، ويُستخدَم للتعبير عن فاعلية سطح الانسياب الهوائي في توليد الرفع.

خط الطول (Longitude): الزاوية المحصورة عند مركز الأرض بواسطة القوس على طول خط الاستواء المقاس شرق أو غرب خط الزوال الأساسي إلى خط الزوال المار خلال تلك النقطة.

عدد ماخ (Mach Number): النسبة بين السرعة الجوية الحقيقية للطائرة إلى السرعة المحلية للصوت.

الانحراف المغناطيسي (Magnetic Deviation): الخطأ المُدخَل بواسطة تشوه المجال المغناطيسي للأرض بالقرب من المستشعر المغناطيسي نتيجة وجود مواد مغناطيسية.

الميل الزاويّ المغناطيسي (Magnetic Dip Angle): الزاوية الواقعة بين متجه المجال المغناطيسي للأرض والأفقي.

التغيُّر المغناطيسي (Magnetic Variation): الفرق الزاويّ بين اتجاه الشمال الحقيقي والشمال المغناطيسي.

متوسط الوتر الديناميكي الهوائي (Mean Aerodynamic Chord): يساوي مساحة الجناح مقسومة على امتداد الجناح.

درجة حرارة الهواء المقاسة (Measured Air Temperature): درجة الحرارة المقاسة بواسطة مجس استشعاري بحيث قد لا يمكن جعل الهواء ساكنًا تمامًا.

خط الزوال (Meridian): دائرة حول الأرض تمر خلال القطبين الشمالي والجنوبي.

الليف البصري المتعدد النمط (Multi Mode Fibre): ليف بصري أبعاده هي بحيث تكون هناك عدد من الطرق أو الأنماط التي يمكن بها توجيه الضوء على طول الليف البصري اعتمادًا على زاوية السقوط.

الميل الملاحي (Nautical Mile): الميل الملاحي الواحد يساوي طولَ قوسٍ على سطح الأرض محصورٍ بزاوية مقدارها دقيقة واحدة قوسية مقاسة عند مركز الأرض.

النيوتن (Newton): القوة المطلوبة لتسارع كتلة مقدارها واحد كيلوغرام بمقدار متر واحد، لكل ثانية، لكل ثانية.

النقطة المتعادلة (Neutral Point): موضع مركز ثقل الطائرة الذي يكون فيه معدل تغيُّر معامل عزم الانحدار مع السقوط يساوي صفراً.

رسم نيكول البياني (Nichol's Chart): رسم بياني للكسب اللوغاريتمي مقابل الطور، ويُستخدَم لرسم استجابة تردد العروة المفتوحة لنظام تحكُّم آلي ذي عروة مغلقة بيانيًا. هذا الرسم البياني يبيِّن الكسب اللوغاريتمي للعروة المفتوحة وتخلُّف الطور عند تردد معيُّن، ويتيح قراءة هامش الطور وهامش الكسب مباشرة. المجال الهندسي للكسب والطور الثابتين يتراكبان على الرسم البياني مما يتيح رسم خريطة استجابة العروة المغلقة بسهولة.

المرشِّح الثَّلْمِي (Notch Filter): مرشِّح مصمم لتوفير تضاؤل عالٍ جدًا على مدى حزمة ضيقة من الترددات المتركزة عند تردد معيَّن.

الفتحة العددية (Numerical Aperture): الفتحة العددية تحدد نصف زاوية المخروط التي ضمنها سيقبل الليف البصري الضوء، وهي قياس لقدرة الليف البصري على تجميع الضوء.

الباسكال (Pascal): الضغط المبذول بواسطة قوة مقدارها نيوتن واحد المؤثرة في مساحة مقدارها متر واحد مربع.

هامش الطور (Phase Margin): تخلُّف الطور الإضافي ضمن نظام عروة مغلقة، الذي سيؤدي إلى عدم استقرار عن طريق إنتاج تخلُّف طور 180° عند التردد الذي يكون فيه كسب العروة المفتوحة 0 dB (الوحدة).

الحركة الدورية الطولية (Phugoid): ذبذبة طويلة الفترة مضاءلة ببطء شديد في الارتفاع والسرعة الجوية في المستوى الطولي؛ وزاوية السقوط تظل تقريبًا غير متغيِّرة.

زاوية الانحدار (Pitch Angle): الزاوية التي تقع بين المحور الأمامي للطائرة والأفقي، وهي الزاوية التي ينبغي للطائرة الدوران حول محور الانحدار بعد الدوران في انعراج للوصول إلى اتجاهها الحالي بالنسبة إلى إطار مرجعي ثابت. انظر "زوايا يولر".

معامل عزم الانحدار (Pitching Moment Coefficient): معامل لابُعدي يساوي عزم الانحدار حول مركز ثقل الطائرة مقسومًا على حاصل ضرب الضغط الديناميكي، ومساحة سطح الجناح، ومتوسط الوتر الديناميكي الهوائي.

الضغط (Pressure): القوة لكل وحدة مساحة.

ضغط الارتفاع (Pressure Altitude): الارتفاع فوق مستوى سطح البحر المحسوب من الضغط الساكن المقاس بافتراض ضغط جوي معياري.

المُبادَرة (Precession): سلوك دوّار المغزل المعلق بالجيمبال لجيروسكوب، الذي يجعله يدور حول محور متعامد بالتبادل مع محور عزم الدوران المطبَّق ومحول الغزل؛ حيث يتناسب المعدل الزاويّ للمبادرة مع عزم الدوران المطبَّق.

خط الزوال الأساسي (Prime Meridian): خط الزوال المار خلال غرينتش بإنجلترا.

نسبة الاسترداد (Recovery Ratio): عامل تصحيح يسمح للهواء بأن لا يكون ساكنًا تمامًا عند مجس درجة الحرارة.

سرعة الهواء النسبية (Relative Wind): سرعة الدفق الهوائي بالنسبة إلى الطائرة (مساوية ومضادة لمتجه السرعة الحقيقية).

الطرف البعيد (Remote Terminal): وحدة الربط البيني التي تتيح لنظام ثانوي بالتواصل مع الأنظمة الأخرى بواسطة نظام نقل بيانات ذي تقسيم زمني مضاعَف؛ وعلى وجه الخصوص نظام نقل البيانات MIL STD 1553B.

الرباعيَّة (Quaternion): كمية تتكون من مُركِّبة قياسية ومتجه مع مُركِّبات متعامدة. معاملات يولر المتناسقة هي رباعيات.

أثر ساجناك (Sagnac Effect): الموجتان المترابطتان من الضوء المنتشرتان في اتجاهين متضادين تعانيان فرقَ طورٍ نسبياً عند الانتشار الكامل حول مسار مغلق دوّار؛ وهذا الفرق في الطور يتناسب مع معدل الدوران المُدخَل. هذه الظاهرة تعرف باسم أثر ساجناك، وفرق الطور باسم إزاحة طور ساجناك.

فترة شولر (Schuler Period): فترة الذبذبة لنظام ملاحة بالقصور الذاتي الموالف بطريقة شولر، التي تساوي نصف فترة البندول البسيط الذي طوله يساوي نصف قطر الأرض، أي 84.4 دقيقة تقريبًا.

توليف شولر (Schuler Tuning): التغذية الخلفية لمعدلات الدوران المشتقة قصوريًا ذاتيًا لمَركَبة حول المحاور المستوية المحلية لنظام ملاحة بالقصور الذاتي، بحيث يقوم النظام بتتبع الرأسي المحلي مع حركة المَركَبة فوق السطح الكروي للأرض.

الليف البصري الأحادي النمط (Single Mode Fibre): ليف بصري مصمم بشكل خاص، بحيث يكون نمط واحد فقط ممكنًا لإرسال الضوء عبر الليف البصري. وهذا يتحقق بالاختيار المناسب لنصف قطر القلب (في نفس حدود الطول الموجي المرسَل) وفرق معامل الانكسار بين القلب والتغليف.

الانحراف اللولبي (Spiral Divergence): الزيادة البطيئة لحركتي الانعراج والدحرجة التي تؤدي إلى غطس لولبي نتيجة عزم الدحرجة المتكون بواسطة معدل الانعراج.

الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر (Standard Sea Level Conditions): وهذه تمثل في "الضغط الجوي المعياري" (standard atmosphere) بأنها ضغط مستوى سطح البحر 101.325 كيلوباسكال (1013.25 ميللي بار) ودرجة حرارة 288.15 كلفن (15 درجة مئوية).

درجة حرارة الهواء الساكن (Static Air Temperature): درجة الحرارة التي يتم قياسها أثناء الحركة بحرية في الدفق الهوائي.

الهامش السكوني (Static Margin): المسافة بين مركز ثقل الطائرة والنقطة المتعادلة مقسومة على متوسط الوتر الديناميكي الهوائي.

الضغط الساكن (Static Pressure): ضغط الدفق الهوائي الحر نتيجة الحركة العشوائية لجزيئات الهواء.

خطأ المصدر الساكن (Static Source Error): الخطأ في الضغط الساكن المقاس نتيجة تأثيرات عدد ماخ والسقوط في المصدر الساكن.

النظام المُحكَم التثبيت (Strapdown System): النظام الذي يكون فيه الجيروات ومقاييس التسارع مركبة في قالب يتم تثبيته بإحكام على هيكل الطائرة (بدلاً من تركيبه في نظام جيمبالي).

ارتفاع الاستراتوبوز (Stratopause Altitude): الارتفاع في "الضغط الجوي المعياري" والذي يُفترض فيه بأن درجة الحرارة تبدأ بالازدياد خطيًّا مع زيادة الارتفاع، وتبدأ عنده منطقة الكيموسفير. وهذا يساوي 20,000 متر (65,617 قدم).

الستراتوسفير (Stratosphere): المنطقة الواقعة بين ارتفاع التروبوبوز عند 11,000 متر (36,089.24 قدم) وارتفاع الاستراتوبوز عند 20,000 متر (65,617 قدم) الذي يُفترض فيه بأن درجة الحرارة في "الضغط الجوي المعياري" تكون ثابتة عند 216.65 كلفن (56.5– درجة مئوية).

أخطاء الميلان (Tilt Errors): أخطاء مُركِّبة تسارع الجاذبية الأرضية الناتجة من زوايا الميلان من الأفقي لمحور الإدخال لمقاييس التسارع الأفقية الاسمية لنظام الملاحة بالقصور الذاتي (أو مُركِّبات التسارع الأفقية المشتقة في حالة النظام المُحكَم التثبيت).

درجة حرارة الهواء الكلية (Total Air Temperature): درجة الحرارة التي ستنشأ إذا جُعِل الدفق الهوائي المتحرك ساكنًا تمامًا عند تلك النقطة. فهي بالتالي درجة حرارة الدفق الهوائي الحر زائدًا الزيادة في درجة الحرارة نتيجة التسخين الحركي للهواء بسبب جعل الهواء ساكنًا.

مجال الرؤية الكلِّي (Total Field of View): التغطية الزاويَّة الكلية لصورة الشاشة التي يمكن رؤيتها عند تحريك عين المشاهِد هنا وهناك.

الضغط الكلِّي (Total Pressure): الضغط الذي سينشأ إذا جُعِل الدفق الهوائي المتحرك ساكنًا تمامًا عند تلك النقطة. وهو يساوي ضغط التصادم زائدًا الضغط الساكن.

زاوية المسار (Track Angle): اتجاه متجه السرعة الأرضية بالنسبة إلى الشمال الحقيقي.

ارتفاع التروبوبوز (Tropopause Altitude): الارتفاع الذي عنده منطقة درجة الحرارة الثابتة المعروفة بالستراتوسفير يُفترض بأن تبدأ في "الضغط الجوي المعياري". وهذا يساوي 11,000 متر (36,089.24 قدم).

التروبوسفير (Troposphere): المنطقة من مستوى سطح البحر وحتى ارتفاع التروبوبوز عند 11,000 متر (36,089.24 قدم) حيث يُفترض بأن درجة الحرارة تقل خطيًّا مع زيادة الارتفاع.

زاوية الانعراج (Yaw Angle): الزاوية المقاسة في المستوى الأفقي بين محور مرجعي ثابت والإسقاط الأفقي للمحور الأمامي للطائرة. وهي الزاوية التي من خلالها ينبغي للطائرة أن تدور أولاً متبوعة بدوارني الانحدار والدحرجة لجعل الطائرة في اتجاهها الحالي. انظر "زوايا يولر".

قائمة الرموز

نتيجة للعدد المختلف من فروع الدراسة المغطاة تحت الاسم الشامل "إلكترونيات الطيران"، فإن هناك حتمًا حالات يتم فيها استخدام نفس الرمز للدلالة على كميات مختلفة. وحيث إن هذا هو الحال، فإن فصول الكتاب أشير إليها بين قوسين. وفي أيٍّ من الأحوال، يجب أن يوضح السياق النصي الكمية التي يدل عليها الرمز.

A	السرعة المحلية للصوت (الفصل الثاني)
A	المساحة المحصورة بواسطة المسار المغلق للجيروسكوب البصري (الفصل الخامس)
A	قطر أنبوب أشعة الكاثود لشاشة الرأس المرتفع (الفصل الثاني)
$\mathbf{A}$	مصفوفة معامل الحالة (أو الحقل)
A_0	سرعة الصوت عند الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر ($A_0 = 340$ m/sec)
A_1	المعامل الثابت في دالة الانتقال q/η حيث ($A_1 = M_q/I_y + Z_\alpha/mU$)
A_2	المعامل الثابت في دالة الانتقال q/η حيث ($A_2 = M_\alpha/I_y + M_q Z_\alpha/I_y mU$)
A	تسارع الطائرة (الفصلان الخامس والسادس)
A	نصف قطر قلب الليف البصري (الفصل التاسع)
a_D	مُخرَجات مقياس تسارع المحور (الرأسي) نحو الأسفل
a_E	مُخرَجات مقياس تسارع المحور الشرقي
a_N	مُخرَجات مقياس تسارع المحور الشمالي

a_X	مُخرَجات مقياس تسارع المحور X
a_Y	مُخرَجات مقياس تسارع المحور Y
a_Z	مُخرَجات مقياس تسارع المحور Z
a_0	معامل تصحيح زمن GPS الذي يمثل إزاحة طور ساعة القمر الصناعي (الفصل السادس)
a_1	معامل تصحيح زمن GPS الذي يمثل إزاحة تردد ساعة القمر الصناعي (الفصل السادس)
a_1	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي (الفصل السادس)
a_2	معامل تصحيح زمن GPS الذي يمثل حد تعتيق ساعة القمر الصناعي (الفصل السادس)
a_2	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي (الفصل السادس)
a_3	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي (الفصل السادس)
B	خطأ انحياز مقياس التسارع
B_E	خطأ انحياز مقياس التسارع الشرقي
B_N	خطأ انحياز مقياس التسارع الشمالي
$\mathbf{B}$	مصفوفة الدفع
b_1	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي
b_2	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي
b_3	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي
C_D	معامل السَّحْب $(C_D = D_W / \frac{1}{2} \rho V_T^2 S)$
C_L	معامل الرفع $(C_L = L_W / \frac{1}{2} \rho V_T^2 S)$
C_{Lt}	معامل رفع سطح الذيل
$C_{L\max}$	القيمة القصوى لمعامل الرفع

C_M	معامل عزم الانحدار $(C_M = M / \frac{1}{2} \rho V_T^2 Sc)$
C_{M0}	معامل عزم الانحدار عند الرفع صفر
C_u	مكافئ المدى لإزاحة ساعة مستخدِم نظام GPS
C	سرعة الضوء $(c = 3\times10^8 \text{ m/s})$
C	متوسط الوتر الديناميكي الهوائي = مساحة الجناح/امتداد الجناح (الفصل الثالث)
c_p	الحرارة النوعية عند ثبوت الضغط
c_v	الحرارة النوعية عند ثبوت الحجم
c_1	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي
c_2	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي
c_3	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي
D	المؤثر d/dt
D	قطر عدسة التسديد (الفصل الثاني)
D_W	قوة السَّحب للجناح $(D_W = \frac{1}{2} \rho V_T^2 SC_D)$
d_1	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي
d_2	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي
d_3	معامل خطأ بوابة الفيض المغناطيسي
e_0	معامل يولر $(e_0 = \cos\mu/2)$
e_1	معامل يولر $(e_1 = \alpha \sin\mu/2)$
e_2	معامل يولر $(e_2 = \beta \sin\mu/2)$
e_3	معامل يولر $(e_e = \gamma \sin\mu/2)$
F	البعد البؤري الفعلي لعدسة تسديد شاشة الرأس المرتفع
F	التردد

Δf	فرق التردد
G	كسب عصا القيادة إلى المشغِّل في وحدة التحكُّم بالقدرة
G_q	كسب معامل الانحدار
G	القيمة المحلية لتسارع الجاذبية الأرضية $\left(g = \dfrac{R_0^2}{(R_0 + H)^2} \cdot g_0 \right)$
g_{equ}	قيمة تسارع الجاذبية الأرضية عند خط الاستواء عند مستوى البحر (g_{equ}=9.780327714 m/s^2)
g_x	مُركِّبة تسارع الجاذبية الأرضية على طول المحور (الأمامي) OX للطائرة
g_y	مُركِّبة تسارع الجاذبية الأرضية على طول محور (الانزلاق الجانبي) OY للطائرة
g_z	مُركِّبة تسارع الجاذبية الأرضية على طول المحور (الرأسي) OZ للطائرة
g_0	القيمة المحلية لتسارع الجاذبية الأرضية عند مستوى البحر $\left(g_0 = \dfrac{(1 + 0.00193185 \sin^2 \lambda)}{(1 - 0.00669438 \sin^2 \lambda)^{1/2}} \cdot g_{equ} \right)$
H	العزم الزاويّ للجيرو ($H = \omega_R$) (الفصل الخامس)
H	الارتفاع الحقيقي للطائرة فوق مستوى سطح البحر (الفصل السادس)
H_G	الارتفاع الهندسي – الارتفاع فوق مستوى سطح البحر بافتراض قانون ICAO معياري والأخذ في الاعتبار تغيُّر g مع الارتفاع
H_H	الُمركِّبة الأفقية للمجال المغناطيسي للأرض $\left(H_H = \sqrt{H_1^2 + H_2^2} \right)$
H_I	الارتفاع البارومتري/القصوري الذاتي
H_P	ضغط الارتفاع – ارتفاع الجهد الأرضي فوق مستوى سطح البحر بافتراض قانون ICAO للضغط/الارتفاع وأخذ $g = g_0$
H_S	ارتفاع الاستراتوبوز (20,000 متر)
H_T	ارتفاع التروبوبوز (11,000 متر)

H_X	مُركِّبة المجال المغناطيسي للأرض على طول المحور (الأمامي) OX للطائرة
H_Y	مُركِّبة المجال المغناطيسي للأرض على طول محور (الانزلاق الجانبي) OY للطائرة
H_Z	مُركِّبة المجال المغناطيسي للأرض على طول المحور (الرأسي) OZ للطائرة
H_1	المُركِّبة الأفقية للمجال المغناطيسي للأرض على طول محور اتجاه الطائرة
H_2	المُركِّبة الأفقية للمجال المغناطيسي للأرض بزوايا قائمة مع محور اتجاه الطائرة
h_{ix}	المشتقة الجزئية للمدى للقمر الصناعي i بالنسبة إلى الإحداثيات X لمستخدمي نظام GPS $\left(h_{ix} = \frac{\partial R_i}{\partial X}\right)$
h_{iy}	المشتقة الجزئية للمدى للقمر الصناعي i بالنسبة إلى الإحداثيات Y لمستخدمي نظام GPS $\left(h_{iy} = \frac{\partial R_i}{\partial Y}\right)$
h_{iz}	المشتقة الجزئية للمدى للقمر الصناعي i بالنسبة إلى الإحداثيات Z لمستخدمي نظام GPS $\left(h_{iz} = \frac{\partial R_i}{\partial Z}\right)$ حيث h_{ix}، و h_{iy}، و h_{iz} جيوب تماما اتجاه الزوايا الوقعة بين متجه المدى للقمر الصناعي i والإحداثيات X، و Y، و Z
I_x	عزم القصور الذاتي الذاتي للطائرة حول محور (الدحرجة) OX
I_y	عزم القصور الذاتي الذاتي للطائرة حول محور (الانحدار) OY
I_z	عزم القصور الذاتي الذاتي للطائرة حول محور (الانعراج) OZ
J	عزم القصور الذاتي الذاتي لدوَّار الجيرو حول محور الغزل (الفصل الخامس)
J	المكافئ الميكانيكي للحرارة (ثابت جول) (الفصل السابع)

J	$\sqrt{-1}$
K	الكسب القياسي لدالة الانتقال KG(D)
K	كسب دالة الانتقال q/η حيث $(K = M_{\eta}/I_y T_2)$
$\mathbf{K}$	مصفوفة كسب كالْمان
K_p	كسب خطأ معدل الدحرجة
K_v	ثابت سرعة مشغِّل وحدة التحكم بالقدرة
K_{Φ}	كسب خطأ الميل الجانبي
K_{Ψ}	كسب خطأ الاتجاه
K_0	عامل قياس مُخرَجات الجيرو (الفصل الخامس)
K_1	كسب التغذية الخلفية
K_2	كسب التغذية الخلفية
K_3	كسب التغذية الخلفية لحد التكامل
k_t	عامل كفاءة سطح الذيل (وتساوي النسبة بين الضغط الديناميكي على سطح الذيل إلى الضغط الديناميكي للدفق الحر)
L	معدل الهبوط – معدل تغيُّر درجة حرارة الهواء مع الارتفاع (الفصل السابع) (معدل هبوط درجة حرارة التروبوسفير = 6.5×10^{-3} °C/m) (معدل ارتفاع درجة حرارة الكيموسفير = 1.0×10^{-3} °C/m)
L	محيط مسار الضوء المغلق في الجيرو البصري (الفصل الخامس)
L	طول الليف البصري (الفصل التاسع)
L	بُعد عيني المشاهد عن عدسة التسديد لشاشة الرأس المرتفع (الفصل الثاني)
L	محصلة عزم الدحرجة الديناميكية الهوائية (الفصل الثالث)
L_f	بُعد المركز الديناميكي الهوائي للزعنفة عن مركز ثقل الطائرة
L_p	مشتق عزم الدحرجة نتيجة معدل الدحرجة

L_r	مشتق عزم الدحرجة نتيجة معدل الانعراج
L_v	مشتق عزم الدحرجة نتيجة سرعة الانزلاق الجانبي
L_W	قوة رفع الجناح $(L_W = \frac{1}{2}\rho V_T^2 SC_L)$
L_ζ	مشتق عزم الدحرجة نتيجة انحراف الدفة
L_ξ	مشتق عزم الدحرجة نتيجة انحراف السطح العاطف
l_t	بُعد المركز الديناميكي الهوائي لسطح الذيل عن مركز ثقل الطائرة
M	عدد ماخ $(M = V_T/A)$
M	محصلة عزم الانحدار الديناميكي الهوائي
M_q	مشتق عزم الانحدار نتيجة معدل الانحدار
M_u	مشتق عزم الانحدار نتيجة تزايد السرعة الأمامية
M_w	مشتق عزم الانحدار نتيجة تزايد السرعة الرأسية
$M_{\dot{w}}$	مشتق عزم الانحدار نتيجة معدل تغيُّر السرعة الرأسية
M_α	مشتق عزم الانحدار نتيجة تغيُّر السقوط
M_η	مشتق عزم الانحدار نتيجة انحراف سطح الذيل/السطح الرافع
M	كتلة الطائرة
m_a	الكتلة البندولية لمقياس التسارع
N	محصلة عزم الانعراج الديناميكي الهوائي
N_p	مشتق عزم الانعراج نتيجة معدل الدحرجة
N_r	مشتق عزم الانعراج نتيجة عزم الانعراج
N_v	مشتق عزم الانعراج نتيجة سرعة الانزلاق الجانبي
N_ζ	مشتق عزم الانعراج نتيجة انحراف الدفة
N_ξ	مشتق عزم الانعراج نتيجة انحراف السطح العاطف
N	كسب تقدُّم الطور (الفصول الرابع، والخامس، والثامن)

N	معامل الانكسار (الفصلان الخامس والتاسع)
n_1	معامل الانكسار لقلب الليف البصري (الفصل التاسع)
n_2	معامل الانكسار لتغليف الليف البصري (الفصل التاسع)
$\mathbf{P}$	مصفوفة التغاير
P_s	ضغط التغذية الهيدروليكي
P_S	الضغط الساكن
P_{S0}	الضغط الساكن عند الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر ($P_{S0} = 101.325$ kN/m$^2 = 1013.25$ mbar)
P_{SS}	الضغط الساكن عند ارتفاع الاستراتوبوز (20,000 متر) ($P_{SS} = 54.75$ mbar)
P_{ST}	الضغط الساكن عند ارتفاع التروبوبوز (11,000 متر) ($P_{ST} = 226.32$ mbar)
P_T	الضغط الكلي ($P_T = Q_C + P_S$)
ΔP	خطأ موضع نظام الملاحة بالقصور الذاتي (الفصل السادس)
ΔP	التزايد الزاويّ في الدحرجة ($\Delta P = p\Delta t$) (الفصل الخامس)
p	معدل الدحرجة – السرعة الزاويّة للطائرة في الدحرجة
p	الضغط (الفصل السابع)
p_D	مطلب معدل الدحرجة
p_E	خطأ معدل الدحرجة ($p_E = p_D - p$)
Q	الضغط الديناميكي ($Q = \frac{1}{2}\rho V_T^2 S$)
Q_C	ضغط التصادم
ΔQ	التزايد الزاويّ في الانحدار ($\Delta Q = q\Delta t$)
q	معدل الانحدار – السرعة الزاويّة للطائرة في الانحدار
R	بُعد الطائرة عن مركز الأرض ($R = R_0 + H$) (الفصل السادس)

R	مدى ميلان الطائرة عن مُحدِّد موقع نظام الهبوط الآلي أو مُرسل إشارات الانحدار الأُسِّي (الفصل الثامن)
R_a	ثابت الغاز لوحدة كتلة من الهواء الجاف ($R_a = 287.0529$ Joules/°K/kg)
R_i	المدى من القمر الصناعي i لنظام GPS ($i = 1, 2, 3, \ldots 24$)
R_{iu}	المدى المقدَّر من القمر الصناعي i المحسوب من تقديرات إحداثيات مُستخدِمي GPS
R_0	نصف قطر الأرض
R_1	مدى القمر الصناعي 1 لنظام GPS عن المُستخدِم
R_2	مدى القمر الصناعي 2 لنظام GPS عن المُستخدِم
R_3	مدى القمر الصناعي 3 لنظام GPS عن المُستخدِم
R_4	مدى القمر الصناعي 4 لنظام GPS عن المُستخدِم
R_{1p}	المدى الكاذب للقمر الصناعي 1 لنظام GPS عن المُستخدِم
R_{2p}	المدى الكاذب للقمر الصناعي 2 لنظام GPS عن المُستخدِم
R_{3p}	المدى الكاذب للقمر الصناعي 3 لنظام GPS عن المُستخدِم
R_{4p}	المدى الكاذب للقمر الصناعي 4 لنظام GPS عن المُستخدِم
ΔR	التزايد الزاويّ في الانعراج ($\Delta R = r\Delta t$)
ΔR_1	خطأ المدى للقمر الصناعي 1 لنظام GPS
ΔR_2	خطأ المدى للقمر الصناعي 2 لنظام GPS
ΔR_3	خطأ المدى للقمر الصناعي 3 لنظام GPS
ΔR_4	خطأ المدى للقمر الصناعي 4 لنظام GPS
ΔR_i	خطأ المدى للقمر الصناعي i لنظام GPS ($i = 1, 2, 3, 4, \ldots 24$)
r	معدل الانعراج – السرعة الزاويّة للطائرة في الانعراج

r	نسبة الاسترداد – ثابت يعتمد على تركيب مجس درجة الحرارة (الفصل السابع)
S	مساحة سطح الجناح
S_t	المساحة السطحية لسطح الذيل
s	مؤثر لابلاس
T	درجة الحرارة (الفصل السابع)
T	فترة التكرار (الفصل السادس)
T	الثابت الزمني (الفصول الثالث، والرابع، والخامس، والسادس، والثامن)
T	مكافئ مدى إزاحة زمن مُستخدِم نظام GPS $(T - c\Delta T)$
ΔT	إزاحة (أو انحياز) زمن مُستخدِم نظام
δT	تصحيح لتقدير مكافئ مدى إزاحة زمن مُستخدِم نظام GPS $(T = T_u + \delta T)$
T_{Act}	الثابت الزمني لمشغِّل وحدة التحكُّم بالقدرة
T_m	درجة حرارة الهواء المقاسة (أو المبيَّنة)
T_R	الثابت الزمني للدحرجة $(T_R = I_x/L_p)$
T_S	درجة حرارة الهواء الساكن – درجة حرارة الدفق الهوائي الحر
T_{sp}	الانحراف اللولبي للثابت الزمني
T_T^*	درجة حرارة الهواء الساكن عند ارتفاع التروبوبوز $(T_T^* = 216.65\,°K)$
T_T	درجة حرارة الهواء الكلية
T_0	درجة حرارة الهواء الساكن عند الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر $(T_0 = 288.15\,°K)$
T_1	ثابت زمني $(T_1 = I_y/M_q)$
T_2	ثابت زمني $(T_2 = mU/Z_\alpha)$
t	زمن

Δt	تزايد الزمن
Δt_r	حد التصحيح النسبي لنظام GPS
$t_{s/c}$	الزمن الفعلي للقمر الصناعي لنظام GPS عند إرسال الإشارة
$\Delta t_{s/c}$	الإزاحة الزمنية بين القمر الصناعي لنظام GPS والزمن الرئيسي لنظام GPS
Δt_1	زمن الإشارة من القمر الصناعي 1 لنظام GPS إلى أن تصل إلى المستخدِم
Δt_2	زمن الإشارة من القمر الصناعي 2 لنظام GPS إلى أن تصل إلى المستخدِم
Δt_3	زمن الإشارة من القمر الصناعي 3 لنظام GPS إلى أن تصل إلى المستخدِم
Δt_4	زمن الإشارة من القمر الصناعي 4 لنظام GPS إلى أن تصل إلى المستخدِم
$t_{o/c}$	زمن العصر لنظام GPS الذي عنده يتم إسناد معاملات كثيرة الحدود a_0، و a_1، و a_2
U	السرعة الأمامية – سرعة مركز ثقل الطائرة على طول المحور (الأمامي) OX في الرحلة المضطربة $(U = U_0 + u)$
$\mathbf{U}$	متجه إدخال التحكم
U_A	السرعة الأمامية المشتقة من نظام البيانات الجوية
U_0	سرعة مركز ثقل الطائرة على طول المحور (الأمامي) OX في الرحلة المستقرة
U	تزايد السرعة الأمامية في الرحلة المضطربة
V	سرعة الهواء (الفصل السابع)
V	سرعة الانزلاق الجانبي – سرعة مركز ثقل الطائرة على طول محور (الانزلاق الجانبي) OY في الرحلة المضطربة
ΔV	خطأ سرعة نظام الملاحة بالقصور الذاتي
V_A	سرعة الانزلاق الجانبي المشتقة من نظام البيانات الجوية
V_C	السرعة الجوية المعايَرة

V_D	السرعة (الرأسية) نحو الأسفل
V_E	السرعة على طول المحور الشرقي لإطار المحور المحلي الشمالي, والشرقي, والسفلي
ΔV_E	خطأ سرعة المحور الشرقي
V_F	المُركِّبة الأفقية للسرعة الأمامية للطائرة
V_G	السرعة الأرضية $\left(V_G = \sqrt{V_F^2 + V_S^2}\right)$
V_H	المُركِّبة الأفقية للسرعة الجوية الحقيقية $\left(V_H = V_T \cos\theta\right)$
V_N	السرعة على طول المحور الشمالي لإطار المحور المحلي الشمالي, والشرقي, والسفلي
ΔV_N	خطأ سرعة المحور الشمالي
V_S	المُركِّبة الأفقية لسرعة الانزلاق الجانبي للطائرة
V_T	السرعة الجوية الحقيقية
V_W	سرعة الرياح
v	تزايد سرعة الانزلاق الجانبي في الرحلة المضطربة
W	معدل انجراف الجيرو (الفصل السادس)
W	السرعة الرأسية – سرعة مركز ثقل الطائرة على طول المحور (الرأسي) OZ في الرحلة المضطربة $\left(W = W_0 + w\right)$ (الفصلان الثالث والسادس)
W_A	السرعة الرأسية المشتقة من نظام البيانات الجوية (على طول المحور OZ للطائرة)
W_E	معدل انجراف الجيرو حول المحور الشرقي
W_N	معدل انجراف الجيرو حول المحور الشمالي
W_0	سرعة مركز ثقل الطائرة على طول المحور (الرأسي) OZ في الرحلة المستقرة

w	تزايد السرعة الرأسية في الرحلة المضطربة
$\mathbf{X}$	متجه حالة النظام
X	إحداثيات المحور X لمستخدِم نظام GPS
ΔX	التصحيح لتقدير إحداثيات المحور X لمستخدِم نظام GPS $\left(X = X_u + \Delta X\right)$
X_a	التغيُّر المتزايد في القوة الديناميكية الهوائية على طول المحور (الأمامي) OX بعد اضطراب
X_i	إحداثيات المحور X للقمر الصناعي i لنظام GPS
X_u	مشتق القوة الأمامية نتيجة تزايد السرعة الأمامية (الفصل الثالث)
X_u	أفضل تقدير لإحداثيات المحور X لمستخدِم نظام GPS (الفصل السادس)
X_w	مشتق القوة الأمامية نتيجة تزايد السرعة الرأسية
X_1	إحداثيات المحور X للقمر الصناعي 1 لنظام GPS
X_2	إحداثيات المحور X للقمر الصناعي 2 لنظام GPS
X_3	إحداثيات المحور X للقمر الصناعي 3 لنظام GPS
X_4	إحداثيات المحور X للقمر الصناعي 4 لنظام GPS
x_ε	إزاحة صمام التحكُّم بوحدة التحكُّم بالقدرة
x_m	مُخرَجات بوّابة الفيض المغناطيسي للمحور الأمامي
x_i	مُدخَلات حركة الطيار إلى وحدة التحكُّم بالقدرة
x_0	إزاحة مشغِّل وحدة التحكُّم بالقدرة
Y	إحداثيات المحور Y لمستخدِم نظام GPS
ΔY	التصحيح لتقدير إحداثيات المحور Y لمستخدِم نظام GPS $\left(Y = Y_u + \Delta Y\right)$
Y_a	التغيُّر المتزايد في القوة الديناميكية الهوائية على طول محور (الانزلاق الجانبي) OY بعد اضطراب

Y_i	إحداثيات المحور Y للقمر الصناعي i لنظام GPS
Y_u	أفضل تقدير لإحداثيات المحور Y لمستخدِم نظام GPS
Y_v	مشتق قوة الانزلاق نتيجة تزايد سرعة الانزلاق الجانبي
Y_ζ	مشتق قوة الانزلاق نتيجة انحراف الدفة
Y_1	إحداثيات المحور Y للقمر الصناعي 1 لنظام GPS
Y_2	إحداثيات المحور Y للقمر الصناعي 2 لنظام GPS
Y_3	إحداثيات المحور Y للقمر الصناعي 3 لنظام GPS
Y_4	إحداثيات المحور Y للقمر الصناعي 4 لنظام GPS
y_m	مُخرَجات بوّابة الفيض المغناطيسي لمحور الانزلاق الجانبي
Z	إحداثيات المحور Z لمستخدِم نظام GPS
ΔZ	التصحيح لتقدير إحداثيات المحور Z لمستخدِم نظام GPS $(Z = Z_u + \Delta Z)$
Z_a	التغيُّر المتزايد في القوة الديناميكية الهوائية على طول المحور (الرأسي) OZ بعد اضطراب
Z_i	إحداثيات المحور Z للقمر الصناعي i لنظام GPS
Z_m	مُخرَجات بوّابة الفيض المغناطيسي للمحور الرأسي
Z_q	مشتق القوة الرأسية نتيجة معدل الانحدار
Z_u	مشتق القوة الرأسية نتيجة تزايد السرعة الأمامية (الفصل الثالث)
Z_u	أفضل تقدير لإحداثيات المحور Z لمستخدِم نظام GPS
Z_w	مشتق القوة الرأسية نتيجة تزايد السرعة الرأسية
$Z_{\dot{w}}$	مشتق القوة الرأسية نتيجة معدل تغيُّر السرعة الرأسية
Z_α	مشتق القوة الرأسية نتيجة تغيُّر السقوط
Z_η	مشتق القوة الرأسية نتيجة انحراف سطح الذيل/السطح الرافع

Z_1	إحداثيات المحور Z للقمر الصناعي 1 لنظام GPS
Z_2	إحداثيات المحور Z للقمر الصناعي 2 لنظام GPS
Z_3	إحداثيات المحور Z للقمر الصناعي 3 لنظام GPS
Z_4	إحداثيات المحور Z للقمر الصناعي 4 لنظام GPS
α	زاوية السقوط (زاوية الهجوم في الولايات المتحدة) (الفصول الثالث، والرابع، والسابع، والثامن)
α	جيب تمام الاتجاه المستخدم لتحديد وضع الطائرة واشتقاق معاملات يولر e_0، e_1، e_2، e_3 (الفصل الخامس)
α_{max}	القيمة القصوى لزاوية السقوط
α_T	زاوية السقوط للرحلة المتوازنة
β	زاوية الانزلاق الجانبي (الفصول الثالث، والرابع، والخامس، والسابع)
β	جيب تمام الاتجاه المستخدم لتحديد وضع الطائرة واشتقاق معاملات يولر e_0، e_1، e_2، e_3 (الفصل الخامس)
γ	حاصل قسمة الحرارة النوعية عند ثبوت الضغط على الحرارة النوعية عند ثبوت الحجم $\left(\gamma = \frac{c_p}{c_v}\right) = 1.4$ للهواء (الفصل السابع)
γ	زاوية ثنائي السطح (الفصل الثالث)
γ	جيب تمام الاتجاه المستخدم لتحديد وضع الطائرة واشتقاق معاملات يولر e_0، e_1، e_2، e_3 (الفصل الخامس)
γ_F	زاوية خط الطيران – الزاوية التي يصنعها متجه سرعة الطائرة مع المحور المرجعي المختار (عادة المحور الأفقي)
γ_L	الإزاحة الزاويّة للطائرة عن خط مركز حزمة محدِّد موقع نظام الهبوط الآلي
γ_V	الإزاحة الزاويّة للطائرة عن خط مركز حزمة الانحدار الأُسِّي لنظام الهبوط الآلي

Δ	نسبة الفرق في معامل الانكسار لليف البصري $\left(\Delta = (n_1 - n_2)/n_1\right)$
δ	زاوية الانجراف – الزاوية بين مسار الطائرة والاتجاه
δ_i	مُدخَلات عصا القيادة
ε	إشارة الخطأ
ζ	الانحراف الزاويّ للدفة عن موضع التوازن (الفصلان الثالث والرابع)
ξ	نسبة التضاؤل لنظام من الدرجة الثانية (الصيغة المعيارية: $(D^2 + 2\zeta\omega_0 D + \omega_0^2$
η	الانحراف الزاويّ لسطح الذيل/السطح الرافع عن موضع التوازن
η_D	زاوية سطح الذيل/السطح الرافع المطلوبة
θ	زاوية الانحدار (الفصول الثالث، والرابع، والخامس، والثامن)
θ	زاوية سقوط شعاع الضوء (الفصلان الثاني والتاسع)
θ_B	الزاوية بين خط مركز حزمة الإرشاد لنظام الهبوط الآلي والمحور المرجعي
θ_{crit}	زاوية السقوط الحرجة لشعاع الضوء والتي عندها يحدث انعكاس داخلي كلي
θ_D	زاوية الانحدار المطلوبة
θ_i	الكمية المُدخَلة
θ_o	الكمية المُخرَجة
θ_p	الدوران الزاويّ للمنصة المستقرة بالنسبة إلى إطار المحور القصوري الذاتي
θ_1	الكمية 1
θ_2	الكمية 2
$\Delta\theta$	خطأ زاوية الميلان
$\Delta\theta_X$	خطأ زاوية الميلان حول المحور X
$\Delta\theta_Y$	خطأ زاوية الميلان حول المحور Y
$\Delta\theta_E$	خطأ زاوية الميلان حول المحور الشرقي

$\Delta\theta_N$	خطأ زاوية الميلان حول المحور الشمالي
λ	زاوية خط العرض (الفصلان الخامس والسادس)
λ	الطول الموجي (الفصلان الخامس والتاسع)
λ	جذر المعادلة المميّزة (الفصل الثالث)
λ_0	الموضع الابتدائي لخط العرض
μ	زاوية خط الطول (الفصل السادس)
μ	الدوران الزاويّ الواحد المستخدم لتحديد وضع الطائرة واشتقاق معاملات يولر e_0، e_1، e_2، e_3 (الفصل الخامس)
μ_0	الموضع الابتدائي لخط الطول
ξ	الانحراف الزاويّ للسطح الرافع عن موضع التوازن
ρ	كثافة الهواء
ρ_0	كثافة الهواء عند الظروف المعيارية لمستوى سطح البحر ($\rho_0 = 1.225$ kg/m^3)
τ_1	تصحيح زمن القمر الصناعي 1 لنظام GPS
τ_2	تصحيح زمن القمر الصناعي 2 لنظام GPS
τ_3	تصحيح زمن القمر الصناعي 3 لنظام GPS
τ_4	تصحيح زمن القمر الصناعي 4 لنظام GPS
Φ	زاوية الميل الجانبي (الفصول الثالث، والرابع، والخامس، والثامن)
Φ	إزاحة الطور (الفصلان الخامس، والثامن)
Φ_D	زاوية الميل الجانبي المطلوبة
Φ_E	خطأ زاوية الميل الجانبي $\left(\Phi_E = (\Phi_D - \Phi)\right)$
$\mathbf{\Phi}_n$	مصفوفة انتقال الحالة
Φ_s	إزاحة طور ساجناك

ψ	زاوية الاتجاه (أو الانعراج)
ψ_D	زاوية الاتجاه المطلوبة
ψ_E	خطأ زاوية الاتجاه $\left(\psi_E = (\psi_D - \psi)\right)$
$\psi_{G/M}$	الزاوية المؤلَّفة من الاتجاه المغناطيسي/الجيرو
ψ_M	زاوية الاتجاه المشتقة مغناطيسيًا
ψ_T	زاوية المسار
ψ_W	اتجاه الرياح بالنسبة إلى الشمال الحقيقي
$\Delta\psi$	خطأ الاتجاه للملاحة بالقصور الذاتي
Ω	السرعة الزاويّة للأرض حول المحور القطبي
ω	التردد الزاويّ
ω_R	التردد الزاويّ لدوّار الجيرو حول محور الغزل
ω_0	التردد الطبيعي غير المضاءل لنظام من الدرجة الثانية (الصيغة المعيارية: $D^2 + 2\zeta\omega_0 D + \omega_0^2$)

قائمة الاختصارات

ADC	كمبيوتر البيانات الجوية
ADI	مؤشر الوضع والاتجاه
AFCS	نظام التحكُّم بالطيران الآلي
AHRS	النظام المرجعي للوضع والاتجاه
AMLCD	شاشة البلورات السائلة الفاعلة المصفوفة
ATC	مراقبة الحركة الجوية
ATM	إدارة الحركة الجوية الآلي
BIT	الفحص المبني داخليًا
CAA	هيئة الطيران المدني
CASE	هندسة البرمجيات المُعانة بالكمبيوتر
CGH	الصورة المجسَّمة المولَّدة بالكمبيوتر
CRT	أنبوب أشعة الكاثود
DGPS	النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي التفاضلي
DME	جهاز قياس المسافة
DTG	الجيرو الموالَف ديناميكيًا
DR	تقدير الموقع حسابيًا
DVI	نظام إدخال الصوت المباشر
EFIS	نظام جهاز الرحلة الإلكترونية
EL	الكهروناصعة
EM	الكهرومغناطيسية
EMC	التوافق الكهرومغناطيسي
EMI	التداخل الكهرومغناطيسي
EMP	النبضة الكهرومغناطيسية
FAA	جمعية الطيران الاتحادية
FADEC	نظام رقمي كامل السيطرة لمراقبة المحركات

FBW	الطيران بواسطة الأسلاك
FCS	نظام التحكُّم بالرحلة
F^3I	شكل، وتطابق، ووظيفة، وربط بيني
FLIR	الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء
FMS	نظام إدارة الرحلة
FOG	جيرو الليف البصري
FOV	مجال الرؤية
GBAS	نظام التعزيز المستند على المحطات الأرضية (نظام GPS)
GPWS	نظام الإنذار بالاقتراب من الأرض
GPS	النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي
GDOP	التخفيف الهندسي للدقة
HDD	شاشة الرأس المنخفض
HF	التردد العالي
HMD	الشاشة المركَّبة في الخوذة
HSI	مؤشر الوضع الأفقي
HUD	شاشة الرأس المرتفع
IAS	السرعة الجوية المبيَّنة
IFOG	جيرو الليف البصري ذو المقياس التداخلي
IFOV	مجال الرؤية اللحظي
IKBS	النظام الذكي المستند على المعرفة
ILS	نظام الهبوط الآلي
IN	الملاحة بالقصور الذاتي
INS	نظام الملاحة بالقصور الذاتي
IR	الأشعة تحت الحمراء
LCD	شاشة البلورة السائلة
LED	الدايود الباعث للضوء
LLTV	التلفزيون المنخفض الضوء

LOS	خط البصر
LRU	الوحدة البَدُولة الخطوط
LSI	التكامل الواسع النطاق
MCDU	وحدة عرض وتحكُّم متعددة الأغراض
MIMO	المُدخَل المتعدد/المُخرَج المتعدد
MLS	نظام الهبوط الميكروويفي
MTBF	المتوسط الزمني بين الأعطال
NA	الفتحة العددية
NVG	نظارات الرؤية الليلية
OOD	التصميم الموجَّه الهدف
PCU	وحدة التحكُّم بالقدرة
PFD	شاشة الرحلة الأساسية
QA	ضمان الجودة
QFE	ضغط الأرضية
QNH	متوسط ضغط مستوى سطح البحر
RLG	جيرو الليزر الحلَقي
SIMO	المُدخَل الواحد/المُخرَج المتعدد
SISO	المُدخَل الواحد/المُخرَج الواحد
SMAC	تلازم المساحات في مطابقة المَشاهد
SSEC	تصحيح خطأ المصدر الساكن
TACAN	المِلاحة الجوية التكتيكية
TCAS	نظام تفادي تصادم الحركة الجوية
TCM	مطابقة خصائص التضاريس
TCN	مِلاحة جبهة التضاريس
TDM	تضاعُف التقسيم الزمني
TFOV	مجال الرؤية الكلي
TRN	الملاحة المعتمدة على التضاريس

UAV	المَركَبة الجوية بدون طيار
UCAV	المَركَبة الجوية القتالية غير المأهولة
UHF	التردد فوق العالي
UTC	إحداثيات الزمن العالمي
VHF	التردد العالي جدًا
VOR	الراديو الشامل المدى ذو التردد العالي
VSI	مؤشر السرعة الرأسية
WAAS	نظام تعزيز المساحة الواسعة (نظام GPS)
WDM	تضاعُف تقسيم الطول الموجي

ثبت المصطلحات

(عربي ــ إنجليزي)

اتساع النبضة في الألياف البصرية	Pulse Broadening in Optical Fibres
اختبار تجريبي للوثوقية	Reliability Shake-Down Testing
ارتفاع الجهد الأرضي	Geopotential Altitude
ارتفاع الحسم	Decision Height
استجابة الانحدار للطائرة العادية	Pitch Response, Basic Aircraft
استجابة الدحرجة للطائرة العادية	Roll Response, Basic Aircraft
استخدام الانزلاق الجانبي للدفة	Side Slip, Use of Rudder
استخدام مصفوفة الانتقال في تكامل الوضع	Transition Matrix, Use in Attitude Integration
استخدام مصفوفة الانتقال في نموذج خطأ نظام الملاحة بالقصور الذاتي	Transition Matrix, Use in IN System Error Model
استراتوبوز	Stratopause
استراتوسفير (الغلاف الجوي الطبقي)	Stratosphere
الاستراق، الخفية	Stealth
استرداف	Aliasing
استقرار آلي	Auto-Stabilisation
استقرار دوّار الرياح	Weathercock Stability
استقرار طولي	Longitudinal Stability
اشتقاق الوضع	Attitude Derivation
اشتقاق سرعة الصوت	Speed of Sound, Derivation
اصطفاف قصوري ذاتي وتحديد الاتجاه بالجيرو	Initial Alignment and Gyro Compassing

Specific Heat of Air at Constant Volume	الحرارة النوعية للهواء عند ثبوت الحجم
Specific Heat of Air at Constant Pressure	الحرارة النوعية للهواء عند ثبوت الضغط
Remote Terminal MIL STD 1553B	الطرف البعيد MIL STD 1553B
Basic Principles and Schuler Tuning	المبادئ الأساسية وتوليف شولر
Failure Transients	انتقالات الفشل
Kick-off Drift	انجراف ابتدائي
Magnetic Deviation	انحراف مغناطيسي
Data Fusion	اندماج البيانات
Co-ordinated Turn	انعطاف إحداثي
Direction Cosine Co-ordinates	إحداثيات جيب تمام الاتجاه
4D Flight Management	إدارة الرحلة الرباعية الأبعاد
Intelligent Displays Management	إدارة الشاشات الذكية
House-Keeping Management	إدارة تدبير منزلي
Optical Fibres, Data Transmission	إرسال البيانات بالألياف البصرية
Glide Slope Guidance	إرشاد الانحدار الأسِّي
Sagnac Phase Shift	إزاحة طور ساجناك
Tailplane Contribution	إسهام سطح الذيل
Raster Overlay Display Generation	إنتاج شاشة تراكُب شبكة خطوط المسح
Neglecting Cross-Coupling	إهمال الاقتران المتبادَل
Sagnac Effect	أثر ساجناك
Standby Display Instruments, Solid State	أجهزة عرض احتياطية ذات حالة صلبة
Sensor Tracking Errors	أخطاء تتبع المستشعر
Vibration Induced Errors	أخطاء مستحثة بالاهتزاز
Laser Eye Damage Weapons	أسلحة ليزر متلفة للعين
Tactile Control Panels	ألواح تحكُّم لمسية
Optical Fibres	ألياف بصرية
Pitch Rate Command Control	أمر تحكُّم معدل الانحدار
Pitch Rate Manoeuvre Command	أمر مناورة معدل الانحدار
Shadow-Mask CRTs	أنابيب أشعة الكاثود ذات قناع الظل

Image Intensifier Tubes	أنابيب تركيز الصورة
Penetron CRT	أنبوب أشعة الكاثود بينيترون
Auto-Throttle Systems	أنظمة الخنق الآلي
Flight Management Systems	أنظمة إدارة الرحلة
Head Tracking Systems	أنظمة تتبع الرأس
Eye Trackers	أنظمة تتبع العين (متتبعات العين)
Monitored Triplex Systems	أنظمة ثلاثية المراقَبة
Quadruplex Systems	أنظمة رباعية
Indirect Viewing Systems	أنظمة رؤية غير مباشرة
Enhanced Vision Systems	أنظمة رؤية محسَّنة
Full Authority Systems	أنظمة كاملة السيطرة
Strap-Down Systems	أنظمة مُحكَمة التثبيت
Aided IN Systems	أنظمة مُعِينَة للملاحة بالقصور الذاتي
Aided Systems and Kalman Filters	أنظمة مُعِينَة ومرشحات كالْمان
Radio Navigation Aids	أنظمة مِلاحة راديويّة مُعِينَة
Axis Systems	أنظمة محاور
Limited Authority Systems	أنظمة محدودة السيطرة
Attitude Heading Reference Systems	أنظمة مرجعية للوضع والاتجاه
Helmet Mounted Sights	أنظمة مشاهدة مركَّب في الخوذة
Stable Platform Systems	أنظمة منصة المستقرة
Data Bus Systems	أنظمة نقل البيانات
Optical Data Bus Systems	أنظمة نقل البيانات البصرية
Structural Resonance Modes	أنماط الرنين البنيوي
Operational Modes	أنماط تشغيلية
Failure Modes and Effects Analysis	أنماط فشل وتحليل التأثيرات
OMEGA	أوميجا
Pascal	باسكال
Software - Flight Control	برمجيات التحكُّم بالرحلة
Multi-Version Software	برمجيات الرؤية المتعددة
Multi-Version Software	برمجيات متعددة الإصدار
Schuler Pendulum	بندول شولر

Earth Radius Pendulum	بندول نصف قطر الأرض
Fluxgates	بوّابات الفيض
Air Data	بيانات جوية
Weight, Gearing Effect	تأثير الكسب على الوزن
Effect of Azimuth Gyro Drift	تأثير انجراف الجيرو السمتي
EMI Effects	تأثيرات التداخل الكهرومغناطيسي
Gyros Compassing	تحديد الاتجاه بالجيرو
Flight Path Optimisation	تحسين خط الطيران
C Star Control	تحكُّم «C نجمة»
Proportional Plus Derivative Control	تحكُّم التناسب زائدًا الاشتقاق
Proportional Plus Integral Control	تحكُّم التناسب زائدًا التكامل
Manoeuvre Command Control	تحكُّم بأمر المناورة
Roll Rate Command Control	تحكُّم بأمر معدل الدحرجة
Vertical Flight Path Control	تحكُّم بخط الطيران العمودي
Lateral Control and Response, Basic Aircraft	تحكُّم جانبي واستجابة الطائرة العادية
Longitudinal Control and Response, Basic Aircraft	تحكُّم طولي واستجابة الطائرة العادية
Control and Data Entry	تحكُّم وإدخال البيانات
Flight Planning	تخطيط الرحلة
Geometric Dilution of Precision	تخفيف هندسي للدقة
Lags in the Control Loop	تخلُّفات في عروة التحكُّم
Undamped Natural Frequency	تردد طبيعي غير مضاءل
Complementary Filtering	ترشيح متتام
Tropopause	تروبوبوز
Troposphere	تروبوسفير (الغلاف الجوي البيني)
Gravitational Acceleration	تسارع الجاذبية الأرضية
Collimation	تسديد
Material Dispersion	تشتت المادة
Waveguide Dispersion	تشتت دليل الموجة
Manchester bi-Phase Encoding	تشفير مانشستر الثنائي الطور
Ground Pressure Correction	تصحيح ضغط الأرضية

Time Division Multiplexing	تضاعُف التقسيم الزمني
Speed of Sound, Variation with Altitude	تغيُّر سرعة الصوت مع الارتفاع
Magnetic Variation	تغيُّر مغناطيسي
Meridian Convergency	تقارب خط الزوال
Phase Advance	تقدُّم الطور
Rectification of Vibration	تقويم الاهتزاز
Cooper-Harper Rating	تقييم كوبر–هاربر
Integral of Error Control Term	تكامل حد التحكُّم بالخطأ
Integrating Rate Gyro Operation	تكامل عملية الجيرو السرعيّ
Integration with INS	تكامل مع نظام الملاحة بالقصور الذاتي
Scene Matching Area Correlation	تلازم المساحات في مطابقة المَشاهد
Automatic Flare	تمدد آلي
Proportional Plus Derivative	تناسب زائدًا اشتقاق
Proportional Plus Integral	تناسب زائدًا تكامل
Digital Implementation	تنفيذ رقمي
Consolidation of Multiple Outputs	توحيد المُخرَجات المتعددة
Symbol Generation	توليد الرموز
Raster Display Generation	توليد شاشة شبكة خطوط المسح
Joule's Constant	ثابت جول
Air Data Gain Scheduling	جدوَلة كسب البيانات الجوية
DME	جهاز قياس المسافة
Ring Laser Gyro	جيرو الليزر الحلَقي
Fibre Optic Gyro	جيرو الليف البصري
Ring Resonator Fibre Optic Gyro	جيرو الليف البصري ذو المِرنان الحلَقي
Dynamically Tuned Gyro	جيرو موالّف ديناميكيًا
Fibre Optic Gyros	جيروات الليف البصري
Fibre Optic Gyros, Ring Resonator Type	جيروات الليف البصري ذو الرنين الحلَقي
Fibre Optic Gyros, Interferometric Type	جيروات الليف البصري ذو المقياس التداخلي
Optical Gyros	جيروات بصرية

Micro-machined Vibrating Mass Rate Gyros	جيروات سرعية ذات كتلة مهتزة مدارة بآلة دقيقة
Angular Momentum Gyroscopes	جيروسكوبات كمية التحرك الزاويّ
Nuisance Disconnects	حالات الفصل المزعجة
Common Mode Failures	حالات فشل النمط المشترَك
Tailplane Volume	حجم سطح الذيل
Meridian Convergency Term	حد تقارب خط الزوال
Earth's Rate Correction Terms	حدود تصحيح سرعة الأرض
Vehicle Rate Correction Terms	حدود تصحيح سرعة المَركَبة
Combined Roll-Yaw-Sideslip Motion	حركة الدحرجة-الانعراج-الانزلاق الجانبي المُجمَّعة
Short Period Motion in Pitch Plane	حركة الفترة القصيرة في مستوى الانحدار
Short Period Motion in Yaw Plane	حركة الفترة القصيرة في مستوى الانعراج
Long Period Pitch Motion	حركة انحدارية طويلة الفترة
Phugoid Motion	حركة دورية طولية
Short Period and Long Period Motion	حركة قصيرة الفترة وطويلة الفترة
Coning Motion	حركة مخروطية
Flight Path Kinematics	حركية خط الطيران
Strap Down System Computing	حوسبة النظام المُحكَم التثبيت
Static Air Temperature, Computation	حوسبة درجة حرارة الهواء الساكن
Pressure Altitude, Computation	حوسبة ضغط الارتفاع
Commutation Errors, Attitude Computation	حوسبة وضع أخطاء التبديل
Digitally Generated Colour Maps	خرائط ملونة مولَّدة رقميًا
Performance Characteristics	خصائص الأداء
Meridian	خط الزوال
Prime Meridian	خط الزوال الرئيسي
Longitude	خط الطول
Latitude	خط العرض
Pressure Error	خطأ الضغط
Voting Algorithms	خوارزميات التصويت
Attitude Algorithms	خوارزميات الوضع
Runge-Kutta Algorithms	خوارزميات رونج-كوتّا

Choice of Navigation Co-ordinates	خيارات إحداثيات الملاحة
Organic Light Emitting Diodes	دايودات عضوية باعثة للضوء
Dutch Roll	دحرجة هولندية
Static Air Temperature	درجة حرارة الهواء الساكن
Total Air Temperature	درجة حرارة الهواء الكلية
Measured Air Temperature	درجة حرارة الهواء المقاسة
Beam Index CRT	دليل حزمة أنبوب أشعة الكاثود
Great Circles	دوائر كبرى
VOR	راديو شامل المدى ذو تردد عالي
Quaternions	رباعيات
Gyroscopic Reaction Torque	رد فعل عزم الدوران الجيروسكوبي
Nichol's Chart	رسم نيكول البياني
FLIR	رؤية أمامية بالأشعة تحت الحمراء
Pitch Angle	زاوية الانحدار
Yaw Angle	زاوية الانعراج
Incidence Angle	زاوية السقوط
Bank Angle	زاوية الميل الجانبي
Angle of Attack	زاوية الهجوم
Trim Angle of Incidence	زاوية ضبط السقوط
Epoch Time	زمن العصر
Euler Angles	زوايا يولر
True Air Speed	سرعة جوية حقيقية
Indicated Airspeed	سرعة جوية مبيَّنة
Calibrated Airspeed	سرعة جوية معايَرة
Vertical Speed	سرعة رأسية
God's Eye View Displays	شاشات «النظر من أعلى»
Miniature Flat Panel LCD Projected Displays	شاشات LCD المُسقَطة اللوحية المسطَّحة المصغَّرة
Field Emission Displays	شاشات الانبعاث المجالي
LCD Displays	شاشات البلورة السائلة
Map Displays	شاشات الخريطة

LED Displays	شاشات الدايود الباعث للضوء
Head Up Displays	شاشات الرأس المرتفع
Diffractive HUDs	شاشات الرأس المرتفع الحيودية
Holographic HUDs	شاشات الرأس المرتفع المُجسَّمة
Civil HUDs	شاشات الرأس المرتفع المدنية
Head Down Displays	شاشات الرأس المنخفض
Primary Flight Displays	شاشات الرحلة الأساسية
Navigation Displays	شاشات الملاحة
Projected Large Flat Panel Displays	شاشات لوحية مسطَّحة كبيرة مُسقَطة
Helmet Mounted Displays	شاشات مُركَّبة في الخوذة
Collimated Displays	شاشات مُسدَّدة
Laser Scanner Projected Displays	شاشات مُسقَطة ذات ماسحة ليزر
Binocular HMDs	شاشات مركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة
HUD	شاشة الرأس المرتفع
EICAS	شاشة مؤشر المحرِّك والرسائل التنبيهية للطاقم
ARINC	شركة راديو الطيران المحدودة
Head Motion Box	صندوق حركة الرأس
Computer Generated Holograms	صور مُجسَّمة مولَّدة بالكمبيوتر
Air Data, Formulae	صيغ البيانات الجوية
Pressure Altitude	ضغط الارتفاع
QFE - Ground Pressure	ضغط الأرضية
Impact Pressure	ضغط التصادم
Standard Atmospheric Pressure	ضغط جوي معياري
Static Pressure	ضغط ساكن
Total Pressure	ضغط كلي
Rugate Dielectric Coatings, HUD Combiners	طَلْيات "روجيت" للعازل الكهربائي على مُجمِّعات شاشة الرأس المرتفع
Aerodynamically Unstable Aircraft	طائرة غير مستقرة ديناميكيًا هوائيًا
Frequency Response Methods	طرق استجابة التردد
Formal Methods	طرق شكلية
Multi-Layer Coatings	طلْيات متعددة الطبقات

Autopilot	طيار آلي
Terrain Following Autopilot	طيار آلي متتبع للتضاريس
Fly-By-Light	طيران بواسطة الضوء
Knot	عُقدة
Recovery Factor	عامل الاسترداد
Air Density Reduction Factor	عامل خفض كثافة الهواء
Tailplane Efficiency Factor	عامل كفاءة سطح الذيل
Mach Number	عدد ماخ
Spiral Instability	عدم الاستقرار اللولبي
Glide Slope Coupling Loop	عروة ازدواج الانحدار الأسِّي
Localiser Coupling Loop	عروة ازدواج مُحدِّد الموقع
Heading Control Loop	عروة التحكُّم بالاتجاه
Height Control Loop	عروة التحكُّم بالارتفاع
Bank Angle Command Loop	عروة أمر زاوية الميل الجانبي
Pitch Attitude Command Loop	عروة أمر وضع الانحدار
Pitching Moment	عزم الانحدار
Yawing Moment	عزم الانعراج
Rolling Moment	عزم الدحرجة
Control Sticks, FBW	عصا القيادة للطيران بواسطة الأسلاك
Adiabatic Process	عملية أدياباتيكية
Holographic Optical Elements	عناصر بصرية مُجسَّمة
Design Factors	عوامل التصميم
Numerical Aperture	فتحة عددية
Schuler Period	فترة شولر
Visibility Categories	فئات الرؤية
Cat. I, II and III Visibility	فئات الرؤية I، II، III
Failure Mode Categories	فئات نمط الفشل
Gimbal Lock	قُفل جيمبال
Snell's Law	قانون سنل
Newton's Second Law of Motion	قانون نيوتن الثاني للحركة
Exit Pupil Diameter	قطر بؤبؤ المَخْرَج
Wheatstone's Bridge	قنطرة هويتستون

Vector Data Bases - Maps	قواعد البيانات المتجهية (قواعد بيانات الخرائط)
Control Laws	قوانين التحكُّم
Lift Force	قوة الرفع
Stick Force/g	قوة العصا/ g
Forward Force	قوة أمامية
Side Force	قوة جانبية
Vertical Force	قوة عمودية (رأسية)
Specific Force	قوة نوعية
Coriolis Forces	قوى كوريوليس
Latency	كُمُون
Latency in Digital Control Systems	كُمُون في أنظمة التحكُّم الرقمية
Air Density	كثافة الهواء
Chemosphere	كيموسفير (الغلاف الجوي الكيميائي)
Z Mathematical Language	لغة رياضية 'Z'
Single Mode Optical Fibre	ليف بصري أحادي النمط
Multi-Mode Optical Fibre	ليف بصري متعدد النمط
Unmanned Air Vehicles	مَركَبات جوية بدون طيار
Aerodynamic Centre	مَركَز ديناميكي هوائي
Precession	مُبادَرة
Acceleration Components, Body Axes	مُركِّبات تسارع محاور الجسم
Waveguide Parameter	مُعامِل دليل الموجة
Constructor Holograms	مُنشئ الصور المُجسمَّة
Terrain Contour Navigation	مِلاحة جبهة التضاريس
TACAN	مِلاحة جوية تكتيكية
Velocity Vector	متجه السرعة
Bus Controller	متحكِّم بناقل البيانات
Safety and Integrity Requirements	متطلبات الأمان والسلامة
Autopilot Requirements	متطلبات الهبوط الآلي
Avionics Environmental Requirements	متطلبات بيئية لإلكترونيات الطيران
Pressure Sensors, Requirements	متطلبات مستشعرات الضغط
Mean Aerodynamic Chord	متوسط الوتر الديناميكي الهوائي

QNE - Mean Sea Level Pressure	متوسط ضغط مستوى سطح البحر
Field of View	مجال الرؤية
Total Field of View	مجال الرؤية الكلي
Instantaneous Field of View	مجال الرؤية اللحظي
Earth's Magnetic Field	مجال مغناطيسي أرضي
Combiners	مجمِّعات
Combiners, Thin Spherical with Rugate Coating	مجمِّعات رقيقة كروية بِطلْية روجيت
HUD Combiners	مجمِّعات شاشة الرأس المرتفع
Combiners, Holographic	مجمِّعات مُجسَّمة
Stability Axes	محاور الاستقرار
Platform Axes	محاور المنصة
Aircraft Body Axes	محاور جسم الطائرة
Local North, East, Down Axes	محاور محلية شمالية، وشرقية، وسفلية
Runway Visual Range	مدى رؤية المَدْرَج
Heading Monitoring	مراقبة الاتجاه
Gravity Monitoring	مراقبة الجاذبية الأرضية
Vertical Monitoring	مراقبة عمودية
Vertical Reference	مرجع رأسي
Notch Filters	مرشِّح ثَلْمِي
Wash-out Filter	مرشح الجَرْف
Kalman Filters	مرشحات كالْمان
Centre of Pressure	مركز الضغط
Air Data/Inertial Mixing	مزج البيانات الجوية/ السرعة القصورية الذاتية
Baro/Inertial Mixing	مزج بارومتري/ قصوري ذاتي
Doppler/Inertial Mixing	مزج دوبلر/ القصوري الذاتي
Pressure Sensors, 'Solid State' Capsule	مستشعِرات الضغط ذات كبسولة الحالة الصلبة
Passive Optical Sensors	مستشعِرات بصرية سلبية
Total Temperature Sensor	مستشعر درجة الحرارة الكلية
Incidence Sensors	مستشعرات السقوط
Pressure Sensors	مستشعرات الضغط
Vibrating Pressure Sensors	مستشعرات الضغط المهتزة

Lock-in Problems and Solutions	مشاكل وحلول تثبيت الهدف
Derivatives	مشتقات
Aerodynamic Derivatives	مشتقات ديناميكية هوائية
Servo Actuator	مشغِّل المؤازِر الآلي
Covariance Matrix	مصفوفة التغاير
Measurement Matrix in Kalman Filtering	مصفوفة القياس في ترشيح كالْمان
State Vector Matrix	مصفوفة متجه الحالة
State Coefficient Matrix	مصفوفة معامل الحالة
Yaw Damper	مضائل الانعراج
Terrain Characteristic Matching	مطابقة خصائص التضاريس
Equations of Motion, Lateral	معادلات الحركة الجانبية
Equations of Motion, Longitudinal	معادلات الحركة الطولية
Equations of Motion, Aircraft	معادلات الحركة للطائرة
Bernoulli's Equation	معادلة برنولي
Lift Coefficient	معامل الرفع
Pitching Moment Coefficient	معامل عزم الانحدار
Pitching Moment Coefficient of Wing at Zero Lift	معامل عزم الانحدار للجناح عند انعدام الرفع
Pitching Moment Coefficient of Complete Aircraft	معامل عزم الانحدار للطائرة كاملة
Ephemeris Parameters	معاملات الزِّيج
Euler Symmetrical Parameters	معاملات يولر المتناسقة
Lapse Rate	معدَّل الهبوط
Pitch Rate	معدل الانحدار
Roll Rate	معدل الدحرجة
Bode's Stability Criterion	معيار الاستقرار لبود
Accelerometers	مقاييس تسارع
Rectification of Vibration, Accelerometers	مقاييس تسارع تقويم الاهتزاز
Coriolis Accelerations	مقاييس تسارع كوريوليس
Virtual Cockpits	مقصورات تقديرية
Sagnac Interferometer	مقياس تداخل ساجناك

Accelerometer, Torque Balance Pendulous	مقياس تسارع بندولي مقيَّد بميزان عزم الدوران
Accelerometer, Spring Restrained Pendulous	مقياس تسارع بندولي مقيَّد زنبركيًا
LORAN C	ملاحة المدى الطويل
Inertial Navigation	ملاحة بالقصور الذاتي
DR Navigation	ملاحة بتقدير الموقع حسابيًا
DR Navigation, Air Data Based	ملاحة بتقدير الموقع حسابيًا مستندة على البيانات الجوية
DR Navigation, Doppler/Heading Reference	ملاحة بتقدير الموقع حسابيًا مستندة على دوبلر/ المرجعية الاتجاهية
Terrain Reference Navigation	ملاحة معتمدة على التضاريس
Navigation and Guidance	ملاحة وإرشاد
Marker Beacons	منارات الإرشاد
Care Free Manoeuvring	مناورة "لامبالية"
Stable Platforms	منصات مستقرة
Strap-Down Equivalent Stable Platform	منصة مستقرة مكافئة مُحكَمة التثبيت
ARINC Specifications	مواصفات شركة راديو الطيران المحدودة
Schuler Tuning	موالَفة شولر
Attitude Direction Indicator	مؤشر اتجاه الوضع
Horizontal Situation Indicator	مؤشر الوضع الأفقي
Bank to Turn	ميل جانبي للانعطاف
Magnetic Dip Angle	ميل زاويّ مغناطيسي
Data Bus, MIL STD 1553B	ناقل البيانات MIL STD 1553B
STANAG Data Bus	ناقل البيانات STANAG
Data Bus, High Speed Ring	ناقل البيانات الحلَقي العالي السرعة
Data Bus, Linear Token Passing High Speed	ناقل البيانات العالي السرعة ذو التمرير الخطي للإشارات الرمزية
Linear Token Passing Bus	ناقل البيانات ذو التمرير الخطي للإشارات الرمزية
High Speed Databuses	ناقلات البيانات العالية السرعة
Damping Ratio, Second-Order System	نسبة التضاؤل لنظام من الدرجة الثانية
Ratio of Specific Heats	نسبة الحرارة النوعية

Dutch Roll Ratio	نسبة الدحرجة الهولندية
Air Density Ratio	نسبة كثافة الهواء
Night Viewing Goggles	نظارات الرؤية الليلية
ATC Transponder	نظام الإرسال والاستقبال لمراقبة الحركة الجوية
FBW Flight Control System	نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك
Free Azimuth Axis System	نظام المحور «السمتي الحر»
Galileo Satellite Navigation System	نظام الملاحة بالقمر الصناعي جاليليو
Instrument Landing System (ILS)	نظام الهبوط الآلي
MLS	نظام الهبوط الميكروويفي
BLEU System	نظام الوحدة التجريبية للهبوط الأعمى
Direct Voice Input	نظام إدخال الصوت المباشر
Localizer Guidance System	نظام إرشاد محدِّد الموقع
Wide Area Augmentation System	نظام تعزيز المساحة الواسعة
EFIS	نظام جهاز الرحلة الإلكترونية
FADEC	نظام رقمي كامل السيطرة لمراقبة المحركات
Differential GPS	نظام عالمي تفاضلي لتحديد الموقع الجغرافي
Global Positioning System (GPS)	نظام عالمي لتحديد الموقع الجغرافي
Modern Control Theory	نظرية التحكُّم الحديثة
Stagnation Point	نقطة الركود
Neutral Point	نقطة متعادلة
Static Margin	هامش السكون
Automatic Landing	هبوط آلي
Reliability	وثوقية
Artificial Feel Unit	وحدة تحسس اصطناعية
ILS Coupled Approach	وصول مقترِن بنظام الهبوط الآلي
Rudder Function	وظيفة الدفة
Triplex Redundancy	وفرة ثلاثية
Quadruplex Redundancy	وفرة رباعية
Dissimilar Redundancy	وفرة متباينة
Redundancy and Failure Survival	وفرة وبقاء من الفشل
NBC Protection	وقاية من الأضرار النووية، والبيولوجية، والكيميائية
Data Staleness	وهْن البيانات

ثبت المصطلحات

إنجليزي ـــ عربي

4D Flight Management	إدارة الرحلة الرباعية الأبعاد
Acceleration Components, Body Axes	مُركِّبات تسارع محاور الجسم
Accelerometer, Spring Restrained Pendulous	مقياس تسارع بندولي مقيَّد زنبركيًا
Accelerometer, Torque Balance Pendulous	مقياس تسارع بندولي مقيَّد بميزان عزم الدوران
Accelerometers	مقاييس تسارع
Adiabatic Process	العملية الأدياباتيكية
Aerodynamic Centre	المركز الديناميكي الهوائي
Aerodynamic Derivatives	المشتقات الديناميكية الهوائية
Aerodynamically Unstable Aircraft	الطائرة غير المستقرة ديناميكيًا هوائيًا
Aided IN Systems	الأنظمة المُعِينَة للملاحة بالقصور الذاتي
Aided Systems and Kalman Filters	الأنظمة المُعِينَة ومرشحات كالْمان
Air Data	البيانات الجوية
Air Data Gain Scheduling	جدوَلة كسب البيانات الجوية
Air Data, Formulae	صيغ البيانات الجوية
Air Data/Inertial Mixing	مزج البيانات الجوية/ السرعة القصورية الذاتية
Air Density	كثافة الهواء
Air Density Ratio	نسبة كثافة الهواء
Air Density Reduction Factor	عامل خفض كثافة الهواء
Aircraft Body Axes	محاور جسم الطائرة
Aliasing	الاسترداف

Angle of Attack	زاوية الهجوم
Angular Momentum Gyroscopes	جيروسكوبات كمية التحرك الزاويّ
ARINC	شركة راديو الطيران المحدودة
ARINC Specifications	مواصفات شركة راديو الطيران المحدودة
Artificial Feel Unit	وحدة تحسس اصطناعية
ATC Transponder	نظام الإرسال والاستقبال لمراقبة الحركة الجوية
Attitude Algorithms	خوارزميات الوضع
Attitude Derivation	اشتقاق الوضع
Attitude Direction Indicator	مؤشر اتجاه الوضع
Attitude Heading Reference Systems	الأنظمة المرجعية للوضع والاتجاه
Automatic Flare	التمدد الآلي
Automatic Landing	الهبوط الآلي
Autopilot	الطيار الآلي
Autopilot Requirements	متطلبات الهبوط الآلي
Auto-Stabilisation	الاستقرار الآلي
Auto-Throttle Systems	أنظمة الخنق الآلي
Avionics Environmental Requirements	المتطلبات البيئية لإلكترونيات الطيران
Axis Systems	أنظمة المحاور
Bank Angle	زاوية الميل الجانبي
Bank Angle Command Loop	عروة أمر زاوية الميل الجانبي
Bank to Turn	الميل الجانبي للانعطاف
Baro/Inertial Mixing	المزج البارومتري/ القصوري الذاتي
Basic Principles and Schuler Tuning	المبادئ الأساسية وتوليف شولر
Beam Index CRT	دليل حزمة أنبوب أشعة الكاثود
Bernoulli's Equation	معادلة برنولي
Binocular HMDs	الشاشات المركَّبة في الخوذة ثنائية العينيَّة
BLEU System	نظام الوحدة التجريبية للهبوط الأعمى
Bode's Stability Criterion	معيار الاستقرار لبود
Bus Controller	المتحكِّم بناقل البيانات
C Star Control	تحكُّم «C نجمة»
Calibrated Airspeed	السرعة الجوية المعايَرة
Care Free Manoeuvring	المناورة "اللامبالية"

Cat. I, II and III Visibility	فئات الرؤية I، II، III
Centre of Pressure	مركز الضغط
Chemosphere	الكيموسفير (الغلاف الجوي الكيميائي)
Choice of Navigation Co-ordinates	خيارات إحداثيات الملاحة
Civil HUDs	شاشات الرأس المرتفع المدنية
Collimated Displays	الشاشات المُسدَّدة
Collimation	التسديد
Combined Roll-Yaw-Sideslip Motion	حركة الدحرجة-الانعراج-الانزلاق الجانبي المُجمَّعة
Combiners	المجمِّعات
Combiners, Holographic	المجمِّعات المُجسَّمة
Combiners, Thin Spherical with Rugate Coating	المجمِّعات الرقيقة الكروية بطلْية روجيت
Common Mode Failures	حالات فشل النمط المشترَك
Commutation Errors, Attitude Computation	حوسبة وضع أخطاء التبديل
Complementary Filtering	الترشيح المتتام
Computer Generated Holograms	الصور المُجسَّمة المولَّدة بالكمبيوتر
Coning Motion	الحركة المخروطية
Consolidation of Multiple Outputs	توحيد المُخرَجات المتعددة
Constructor Holograms	مُنشئ الصور المُجسمَّة
Control and Data Entry	التحكُّم وإدخال البيانات
Control Laws	قوانين التحكُّم
Control Sticks, FBW	عصا القيادة للطيران بواسطة الأسلاك
Cooper-Harper Rating	تقييم كوبر-هاربر
Co-ordinated Turn	انعطاف إحداثي
Coriolis Accelerations	مقاييس تسارع كوريوليس
Coriolis Forces	قوى كوريوليس
Covariance Matrix	مصفوفة التغاير
Damping Ratio, Second-Order System	نسبة التضاؤل لنظام من الدرجة الثانية
Data Bus Systems	أنظمة نقل البيانات
Data Bus, High Speed Ring	ناقل البيانات الحلَقي العالي السرعة

Data Bus, Linear Token Passing High Speed	ناقل البيانات العالي السرعة ذو التمرير الخطي للإشارات الرمزية
Data Bus, MIL STD 1553B	ناقل البيانات MIL STD 1553B
Data Fusion	اندماج البيانات
Data Staleness	وهْن البيانات
Decision Height	ارتفاع الحسم
Derivatives	مشتقات
Design Factors	عوامل التصميم
Differential GPS	النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي
Diffractive HUDs	شاشات الرأس المرتفع الحيودية
Digital Implementation	التنفيذ الرقمي
Digitally Generated Colour Maps	خرائط ملونة مولَّدة رقميًا
Direct Voice Input	نظام إدخال الصوت المباشر
Direction Cosine Co-ordinates	إحداثيات جيب تمام الاتجاه
Dissimilar Redundancy	الوفرة المتباينة
DME	جهاز قياس المسافة
Doppler/Inertial Mixing	مزج دوبلر/ القصوري الذاتي
DR Navigation	الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا
DR Navigation, Air Data Based	الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا المستندة على البيانات الجوية
DR Navigation, Doppler/Heading Reference	الملاحة بتقدير الموقع حسابيًا المستندة على دوبلر/ المرجعية الاتجاهية
Dutch Roll	الدحرجة الهولندية
Dutch Roll Ratio	نسبة الدحرجة الهولندية
Dynamically Tuned Gyro	الجيرو المؤالّف ديناميكيًا
Earth Radius Pendulum	بندول نصف قطر الأرض
Earth's Magnetic Field	المجال المغناطيسي للأرض
Earth's Rate Correction Terms	حدود تصحيح سرعة الأرض
Effect of Azimuth Gyro Drift	تأثير انجراف الجيرو السمتي
EFIS	نظام جهاز الرحلة الإلكترونية
EICAS	شاشة مؤشر المحرِّك والرسائل التنبيهية للطاقم
EMI Effects	تأثيرات التداخل الكهرومغناطيسي

Enhanced Vision Systems	أنظمة الرؤية المحسَّنة
Ephemeris Parameters	معاملات الزِّيج
Epoch Time	زمن العصر
Equations of Motion, Aircraft	معادلات الحركة للطائرة
Equations of Motion, Lateral	معادلات الحركة الجانبية
Equations of Motion, Longitudinal	معادلات الحركة الطولية
Euler Angles	زوايا يولر
Euler Symmetrical Parameters	معاملات يولر المتناسقة
Exit Pupil Diameter	قطر بؤبؤ المَخْرَج
Eye Trackers	أنظمة تتبع العين (متتبعات العين)
FADEC	النظام الرقمي الكامل السيطرة لمراقبة المحركات
Failure Mode Categories	فئات نمط الفشل
Failure Modes and Effects Analysis	أنماط الفشل وتحليل التأثيرات
Failure Transients	انتقالات الفشل
FBW Flight Control System	نظام التحكُّم برحلة الطيران بواسطة الأسلاك
Fibre Optic Gyro	جيرو الليف البصري
Fibre Optic Gyros	جيروات الليف البصري
Fibre Optic Gyros, Interferometric Type	جيروات الليف البصري ذو المقياس التداخلي
Fibre Optic Gyros, Ring Resonator Type	جيروات الليف البصري ذو الرنين الحلَقي
Field Emission Displays	شاشات الانبعاث المجالي
Field of View	مجال الرؤية
Flight Management Systems	أنظمة إدارة الرحلة
Flight Path Kinematics	حركية خط الطيران
Flight Path Optimisation	تحسين خط الطيران
Flight Planning	تخطيط الرحلة
FLIR	الرؤية الأمامية بالأشعة تحت الحمراء
Fluxgates	بوّابات الفيض
Fly-By-Light	الطيران بواسطة الضوء
Formal Methods	الطرق الشكلية

Forward Force	القوة الأمامية
Free Azimuth Axis System	نظام المحور "السمتي الحر"
Frequency Response Methods	طرق استجابة التردد
Full Authority Systems	الأنظمة الكاملة السيطرة
Galileo Satellite Navigation System	نظام الملاحة بالقمر الصناعي جاليليو
Geometric Dilution of Precision	التخفيف الهندسي للدقة
Geopotential Altitude	ارتفاع الجهد الأرضي
Gimbal Lock	قُفل جيمبال
Glide Slope Coupling Loop	عروة ازدواج الانحدار الأسِّي
Glide Slope Guidance	إرشاد الانحدار الأسِّي
Global Positioning System (GPS)	النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي
God's Eye View Displays	شاشات «النظر من أعلى»
Gravitational Acceleration	تسارع الجاذبية الأرضية
Gravity Monitoring	مراقبة الجاذبية الأرضية
Great Circles	الدوائر الكبرى
Ground Pressure Correction	تصحيح ضغط الأرضية
Gyros Compassing	تحديد الاتجاه بالجيرو
Gyroscopic Reaction Torque	رد فعل عزم الدوران الجيروسكوبي
Head Down Displays	شاشات الرأس المنخفض
Head Motion Box	صندوق حركة الرأس
Head Tracking Systems	أنظمة تتبع الرأس
Head Up Displays	شاشات الرأس المرتفع
Heading Control Loop	عروة التحكُّم بالاتجاه
Heading Monitoring	مراقبة الاتجاه
Height Control Loop	عروة التحكُّم بالارتفاع
Helmet Mounted Displays	الشاشات المُركَّبة في الخوذة
Helmet Mounted Sights	أنظمة المشاهدة المركَّبة في الخوذة
High Speed Databuses	ناقلات البيانات العالية السرعة
Holographic HUDs	شاشات الرأس المرتفع المُجسَّمة
Holographic Optical Elements	العناصر البصرية المُجسَّمة
Horizontal Situation Indicator	مؤشر الوضع الأفقي
House-Keeping Management	إدارة التدبير المنزلي

HUD	شاشة الرأس المرتفع
HUD Combiners	مجمِّعات شاشة الرأس المرتفع
ILS Coupled Approach	الوصول المقترِن بنظام الهبوط الآلي
Image Intensifier Tubes	أنابيب تركيز الصورة
Impact Pressure	ضغط التصادم
Incidence Angle	زاوية السقوط
Incidence Sensors	مستشعرات السقوط
Indicated Airspeed	السرعة الجوية المبيَّنة
Indirect Viewing Systems	أنظمة الرؤية غير المباشرة
Inertial Navigation	الملاحة بالقصور الذاتي
Initial Alignment and Gyro Compassing	الاصطفاف القصوري الذاتي وتحديد الاتجاه بالجيرو
Instantaneous Field of View	مجال الرؤية اللحظي
Instrument Landing System (ILS)	نظام الهبوط الآلي
Integral of Error Control Term	تكامل حد التحكُّم بالخطأ
Integrating Rate Gyro Operation	تكامل عملية الجيرو السرعيّ
Integration with INS	التكامل مع نظام الملاحة بالقصور الذاتي
Intelligent Displays Management	إدارة الشاشات الذكية
Joule's Constant	ثابت جول
Kalman Filters	مرشحات كالْمان
Kick-off Drift	الانجراف الابتدائي
Knot	عُقدة
Lags in the Control Loop	التخلُّفات في عروة التحكُّم
Lapse Rate	معدَّل الهبوط
Laser Eye Damage Weapons	أسلحة الليزر المتلفة للعين
Laser Scanner Projected Displays	الشاشات المُسقَطة ذات ماسحة الليزر
Latency	كُمُون
Latency in Digital Control Systems	الكُمُون في أنظمة التحكُّم الرقمية
Lateral Control and Response, Basic Aircraft	التحكُّم الجانبي والاستجابة للطائرة العادية
Latitude	خط العرض

LCD Displays	شاشات البلورة السائلة
LED Displays	شاشات الدايود الباعث للضوء
Lift Coefficient	معامل الرفع
Lift Force	قوة الرفع
Limited Authority Systems	الأنظمة المحدودة السيطرة
Linear Token Passing Bus	ناقل البيانات ذو التمرير الخطي للإشارات الرمزية
Local North, East, Down Axes	المحاور المحلية الشمالية، والشرقية، والسفلية
Localiser Coupling Loop	عروة ازدواج مُحدِّد الموقع
Localizer Guidance System	نظام إرشاد محدِّد الموقع
Lock-in Problems and Solutions	مشاكل وحلول تثبيت الهدف
Long Period Pitch Motion	الحركة الانحدارية طويلة الفترة
Longitude	خط الطول
Longitudinal Control and Response, Basic Aircraft	التحكُّم الطولي والاستجابة للطائرة العادية
Longitudinal Stability	الاستقرار الطولي
LORAN C	ملاحة المدى الطويل
Mach Number	عدد ماخ
Magnetic Deviation	الانحراف المغناطيسي
Magnetic Dip Angle	الميل الزاويّ المغناطيسي
Magnetic Variation	التغيُّر المغناطيسي
Manchester bi-Phase Encoding	تشفير مانشستر الثنائي الطور
Manoeuvre Command Control	التحكُّم بأمر المناورة
Map Displays	شاشات الخريطة
Marker Beacons	منارات الإرشاد
Material Dispersion	تشتت المادة
Mean Aerodynamic Chord	متوسط الوتر الديناميكي الهوائي
Measured Air Temperature	درجة حرارة الهواء المقاسة
Measurement Matrix in Kalman Filtering	مصفوفة القياس في ترشيح كالْمان
Meridian	خط الزوال
Meridian Convergency	تقارب خط الزوال

Meridian Convergency Term	حد تقارب خط الزوال
Micro-machined Vibrating Mass Rate Gyros	الجيروات السرعية ذات الكتلة المهتزة المدارة بالآلة الدقيقة
Miniature Flat Panel LCD Projected Displays	شاشات LCD المُسقَطة اللوحية المسطَّحة المصغَّرة
MLS	نظام الهبوط الميكروويفي
Modern Control Theory	نظرية التحكُّم الحديثة
Monitored Triplex Systems	الأنظمة الثلاثية المراقَبة
Multi-Layer Coatings	طلْيات متعددة الطبقات
Multi-Mode Optical Fibre	الليف البصري المتعدد النمط
Multi-Version Software	برمجيات الرؤية المتعددة
Multi-Version Software	برمجيات متعددة الإصدار
Navigation and Guidance	الملاحة والإرشاد
Navigation Displays	شاشات الملاحة
NBC Protection	الوقاية من الأضرار النووية، والبيولوجية، والكيميائية
Neglecting Cross-Coupling	إهمال الاقتران المتبادَل
Neutral Point	النقطة المتعادلة
Newton's Second Law of Motion	قانون نيوتن الثاني للحركة
Nichol's Chart	رسم نيكول البياني
Night Viewing Goggles	نظارات الرؤية الليلية
Notch Filters	المرشِّح الثَّلْمِي
Nuisance Disconnects	حالات الفصل المزعجة
Numerical Aperture	الفتحة العددية
OMEGA	أوميجا
Operational Modes	الأنماط التشغيلية
Optical Data Bus Systems	أنظمة نقل البيانات البصرية
Optical Fibres	ألياف بصرية
Optical Fibres, Data Transmission	إرسال البيانات بالألياف البصرية
Optical Gyros	الجيروات البصرية
Organic Light Emitting Diodes	الدايودات العضوية الباعثة للضوء
Pascal	باسكال

Passive Optical Sensors	المستشعِرات البصرية السلبية
Penetron CRT	أنبوب أشعة الكاثود بينيترون
Performance Characteristics	خصائص الأداء
Phase Advance	تقدُّم الطور
Phugoid Motion	الحركة الدورية الطولية
Pitch Angle	زاوية الانحدار
Pitch Attitude Command Loop	عروة أمر وضع الانحدار
Pitch Rate	معدل الانحدار
Pitch Rate Command Control	أمر التحكُّم بمعدل الانحدار
Pitch Rate Manoeuvre Command	أمر مناورة معدل الانحدار
Pitch Response, Basic Aircraft	استجابة الانحدار للطائرة العادية
Pitching Moment	عزم الانحدار
Pitching Moment Coefficient	معامل عزم الانحدار
Pitching Moment Coefficient of Complete Aircraft	معامل عزم الانحدار للطائرة كاملة
Pitching Moment Coefficient of Wing at Zero Lift	معامل عزم الانحدار للجناح عند انعدام الرفع
Platform Axes	محاور المنصة
Precession	المُبادَرة
Pressure Altitude	ضغط الارتفاع
Pressure Altitude, Computation	حوسبة ضغط الارتفاع
Pressure Error	خطأ الضغط
Pressure Sensors	مستشعرات الضغط
Pressure Sensors, 'Solid State' Capsule	مستشعِرات الضغط ذات كبسولة الحالة الصلبة
Pressure Sensors, Requirements	متطلبات مستشعرات الضغط
Primary Flight Displays	شاشات الرحلة الأساسية
Prime Meridian	خط الزوال الرئيسي
Projected Large Flat Panel Displays	الشاشات اللوحية المسطَّحة الكبيرة المُسقَطة
Proportional Plus Derivative	تناسب زائدًا اشتقاق
Proportional Plus Derivative Control	تحكُّم التناسب زائدًا الاشتقاق
Proportional Plus Integral	تناسب زائدًا تكامل

Proportional Plus Integral Control	تحكُّم التناسب زائدًا التكامل
Pulse Broadening in Optical Fibres	اتساع النبضة في الألياف البصرية
QFE - Ground Pressure	ضغط الأرضية
QNE - Mean Sea Level Pressure	متوسط ضغط مستوى سطح البحر
Quadruplex Redundancy	الوفرة الرباعية
Quadruplex Systems	الأنظمة الرباعية
Quaternions	الرباعيات
Radio Navigation Aids	أنظمة المِلاحة الراديويّة المُعِينَة
Raster Display Generation	توليد شاشة شبكة خطوط المسح
Raster Overlay Display Generation	إنتاج شاشة تراكُب شبكة خطوط المسح
Ratio of Specific Heats	نسبة الحرارة النوعية
Recovery Factor	عامل الاسترداد
Rectification of Vibration	تقويم الاهتزاز
Rectification of Vibration, Accelerometers	مقاييس تسارع تقويم الاهتزاز
Redundancy and Failure Survival	الوفرة والبقاء من الفشل
Reliability	الوثوقية
Reliability Shake-Down Testing	الاختبار التجريبي للوثوقية
Remote Terminal MIL STD 1553B	الطرف البعيد MIL STD 1553B
Ring Laser Gyro	جيرو الليزر الحلَقي
Ring Resonator Fibre Optic Gyro	جيرو الليف البصري ذو المِرنان الحلَقي
Roll Rate	معدل الدحرجة
Roll Rate Command Control	التحكُّم بأمر معدل الدحرجة
Roll Response, Basic Aircraft	استجابة الدحرجة للطائرة العادية
Rolling Moment	عزم الدحرجة
Rudder Function	وظيفة الدفة
Rugate Dielectric Coatings, HUD Combiners	طَلْيات "روجيت" للعازل الكهربائي على مُجمِّعات شاشة الرأس المرتفع
Runge-Kutta Algorithms	خوارزميات رونج-كوتّا
Runway Visual Range	مدى رؤية المَدْرَج
Safety and Integrity Requirements	متطلبات الأمان والسلامة

Sagnac Effect	أثر ساجناك
Sagnac Interferometer	مقياس تداخل ساجناك
Sagnac Phase Shift	إزاحة طور ساجناك
Scene Matching Area Correlation	تلازم المساحات في مطابقة المَشاهد
Schuler Pendulum	بندول شولر
Schuler Period	فترة شولر
Schuler Tuning	موالَفة شولر
Sensor Tracking Errors	أخطاء التتبع للمستشعر
Servo Actuator	مشغِّل المؤازِر الآلي
Shadow-Mask CRTs	أنابيب أشعة الكاثود ذات قناع الظل
Short Period and Long Period Motion	الحركة القصيرة الفترة والطويلة الفترة
Short Period Motion in Pitch Plane	حركة الفترة القصيرة في مستوى الانحدار
Short Period Motion in Yaw Plane	حركة الفترة القصيرة في مستوى الانعراج
Side Force	القوة الجانبية
Side Slip, Use of Rudder	استخدام الانزلاق الجانبي للدفة
Single Mode Optical Fibre	الليف البصري الأحادي النمط
Snell's Law	قانون سنل
Software - Flight Control	برمجيات التحكُّم بالرحلة
Specific Force	القوة النوعية
Specific Heat of Air at Constant Pressure	الحرارة النوعية للهواء عند ثبوت الضغط
Specific Heat of Air at Constant Volume	الحرارة النوعية للهواء عند ثبوت الحجم
Speed of Sound, Derivation	اشتقاق سرعة الصوت
Speed of Sound, Variation with Altitude	تغيُّر سرعة الصوت مع الارتفاع
Spiral Instability	عدم الاستقرار اللولبي
Stability Axes	محاور الاستقرار
Stable Platform Systems	أنظمة المنصة المستقرة
Stable Platforms	المنصات المستقرة
Stagnation Point	نقطة الركود
STANAG Data Bus	ناقل البيانات STANAG

Standard Atmospheric Pressure	الضغط الجوي المعياري
Standby Display Instruments, Solid State	أجهزة العرض الاحتياطية ذات الحالة الصلبة
State Coefficient Matrix	مصفوفة معامل الحالة
State Vector Matrix	مصفوفة متجه الحالة
Static Air Temperature	درجة حرارة الهواء الساكن
Static Air Temperature, Computation	حوسبة درجة حرارة الهواء الساكن
Static Margin	هامش السكون
Static Pressure	الضغط الساكن
Stealth	الاستراق، الخفية
Stick Force/g	قوة العصا/ g
Strap Down System Computing	حوسبة النظام المُحكَم التثبيت
Strap-Down Equivalent Stable Platform	المنصة المستقرة المكافئة المُحكَمة التثبيت
Strap-Down Systems	الأنظمة المُحكَمة التثبيت
Stratopause	الاستراتوبوز
Stratosphere	الستراتوسفير (الغلاف الجوي الطبقي)
Structural Resonance Modes	أنماط الرنين البنيوي
Symbol Generation	توليد الرموز
TACAN	المِلاحة الجوية التكتيكية
Tactile Control Panels	ألواح التحكُّم اللمسية
Tailplane Contribution	إسهام سطح الذيل
Tailplane Efficiency Factor	عامل كفاءة سطح الذيل
Tailplane Volume	حجم سطح الذيل
Terrain Characteristic Matching	مطابقة خصائص التضاريس
Terrain Contour Navigation	مِلاحة جبهة التضاريس
Terrain Following Autopilot	الطيار الآلي المتتبع للتضاريس
Terrain Reference Navigation	الملاحة المعتمدة على التضاريس
Time Division Multiplexing	تضاعُف التقسيم الزمني
Total Air Temperature	درجة حرارة الهواء الكلية
Total Field of View	مجال الرؤية الكلي
Total Pressure	الضغط الكلي

Total Temperature Sensor	مستشعر درجة الحرارة الكلية
Transition Matrix, Use in Attitude Integration	استخدام مصفوفة الانتقال في تكامل الوضع
Transition Matrix, Use in IN System Error Model	استخدام مصفوفة الانتقال في نموذج خطأ نظام الملاحة بالقصور الذاتي
Trim Angle of Incidence	زاوية ضبط السقوط
Triplex Redundancy	الوفرة الثلاثية
Tropopause	التروبوبوز
Troposphere	التروبوسفير (الغلاف الجوي البيني)
True Air Speed	السرعة الجوية الحقيقية
Undamped Natural Frequency	التردد الطبيعي غير المضاءل
Unmanned Air Vehicles	المَركَبات الجوية بدون طيار
Vector Data Bases - Maps	قواعد البيانات المتجهية (قواعد بيانات الخرائط)
Vehicle Rate Correction Terms	حدود تصحيح سرعة المَركَبة
Velocity Vector	متجه السرعة
Vertical Flight Path Control	التحكُّم بخط الطيران العمودي
Vertical Force	القوة العمودية (الرأسية)
Vertical Monitoring	المراقبة العمودية
Vertical Reference	المرجع الرأسي
Vertical Speed	السرعة الرأسية
Vibrating Pressure Sensors	مستشعرات الضغط المهتزة
Vibration Induced Errors	الأخطاء المستحثة بالاهتزاز
Virtual Cockpits	المقصورات التقديرية
Visibility Categories	فئات الرؤية
VOR	الراديو الشامل المدى ذو التردد العالي
Voting Algorithms	خوارزميات التصويت
Wash-out Filter	مرشح الجَرْف
Waveguide Dispersion	تشتت دليل الموجة
Waveguide Parameter	مُعامِل دليل الموجة
Weathercock Stability	استقرار دوّار الرياح
Weight, Gearing Effect	تأثير الكسب على الوزن

Wheatstone's Bridge	قنطرة هويتستون
Wide Area Augmentation System	نظام تعزيز المساحة الواسعة
Yaw Angle	زاوية الانعراج
Yaw Damper	مضائل الانعراج
Yawing Moment	عزم الانعراج
Z Mathematical Language	اللغة الرياضية 'Z'

فهـرس

ـ ب ـ

ـ ت ـ

- س -

- ش -

ـ ظ ـ

ـ ع ـ

ـ غ ـ

ـ ف ـ

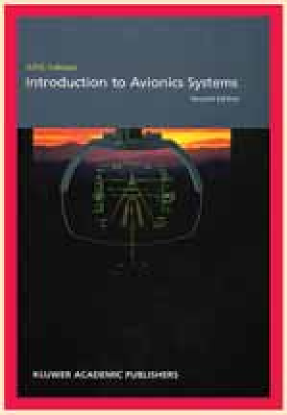
ـ ق ـ

ـ ك ـ

- ن -

- هـ -

مدخل إلى أنظمة إلكترونيات الطيران (*)



(*) الكتاب الأول من الفضاء والطيران

السلسلة: تضم هذه السلسلة ترجمة لأحدث الكتب عن التقنيات التي يحتاج إليها الوطن العربي في البحث والتطوير ونقل المعرفة إلى القارئ العربي.

الكتاب: يهدف الكتاب إلى شرح المبادئ الأساسية التي تتضمنها أنظمة إلكترونيات الطيران الحديثة لكل من الطائرات المدنية والعسكرية. وتشتمل على الشاشات، والتفاعل بين الإنسان والآلة، والديناميكا الهوائية، والتحكم بالرحلة، والطيران بواسطة الأسلاك، ومستشعرات القصور الذاتي، والملاحة، والبيانات الجوية، وأنظمة الطيار الآلي.

كذلك يحتوي الكتاب على مناقشة تكامل إلكترونيات الطيران فضلاً عن تقديم عرض موجز عن الطائرات بدون طيار.

سيكون كتاب **مدخل إلى أنظمة إلكترونيات الطيران**، مرجعاً قيماً لطلاب الدراسات العليا، والمدراء، والفنيين في كافة مجالات صناعة الطيران الذين يحتاجون إلى مصدر مرجعي واحد من إلكترونيات الطيران.

المؤلف: **ر. ب. ج. كولينسون**: مدير مختبرات أبحاث أتمتة الطيران في شركة GEC لإلكترونيات الطيران، روشستر، كنت، المملكة المتحدة، وعضو الجمعية الملكية للطيران، له عدة مؤلفات عن أنظمة إلكترونيات الطيران.

المترجم: **عبد الباسط علي صالح كرمان**: دكتوراه في الفيزياء من جامعة تكساس - دالاس، أستاذ مشارك في قسم الفيزياء كلية العلوم، جامعتي صنعاء وجازان.

سلسلة كتب التقنيات الإستراتيجية والمتقدّمة

1. المياه
2. البترول والغاز
3. البتروكيمياء
4. النانو
5. التقنية الحيوية
6. تقنية المعلومات
7. الإلكترونيات والاتصالات والضوئيات
8. الفضاء والطيران
9. الطاقة
10. المواد المتقدمة
11. البيئة

مدينة الملك عبدالعزيز للعلوم والتقنية KACST

المنظمة العربية للترجمة

الثمن: 44 دولاراً أو ما يعادلها

ISBN 978-9953-82-473-4